

**Wirbeldeformierung und ihr Einfluss
auf die Gefährdungsbewertung von
Wirbelschleppeneinflügen**

Dennis Vechtel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Wirbelschleppe, Gefährdungsbewertung, Flugsimulator, Modellierung, Flugsimulation

Dennis VECHTEL

Institut für Flugsystemtechnik, DLR, Braunschweig

Wirbeldeformierung und ihr Einfluss auf die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen

Dissertation, Technische Universität Braunschweig

DLR-Forschungsbericht 2017-24, 2017, 187 Seiten, 68 Bilder, 5 Tabellen, 121 Literaturstellen, 39,00 € zzgl. MwSt.

Während ihres Zerfalls deformieren sich Wirbelschleppen abhängig von den atmosphärischen Bedingungen. Trotz des Wissens um diesen physikalischen Effekt, wurden Wirbelschleppen für Gefährdungsbewertungen von Wirbeldurchflügen in der Vergangenheit meist als geradlinig angenommen. Die vorliegende Arbeit soll eine Antwort auf die Frage liefern, wie sich der Effekt der Wirbeldeformierung auf Wirbelschleppendurchflüge auswirkt. Für die Untersuchung wurden Ergebnisse von Large-Eddy-Simulationen verwendet, die den Effekt der Wirbeldeformierung realistisch abbilden. Zum Vergleich wurde ein analytisches Modell geradliniger Wirbel verwendet. Es wurde eine umfangreiche Simulationsstudie mit Parametervariation durchgeführt, die Unterschiede zwischen Wirbeldurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen und geradlinigen Wirbelschleppen gleicher Stärke aufzeigt. Um Einflüsse der Wirbeldeformierung auf das subjektive Empfinden der Gefährlichkeit durch Piloten zu untersuchen wurden Simulatorversuche in einem A330-Simulator, einem A320-Simulator und Inflight-Simulationen mit dem DLR Forschungsflugzeug ATTAS mit verschiedenen deformierten Wirbelschleppen durchgeführt. Alle Untersuchungen zeigen eine besondere Kritikalität kurz vor und im Bereich des Linkings. Gefährdungsgrenzen für das Roll Control Ratio für geradlinige Wirbel können jedoch auf deformierte Wirbelschleppen übertragen werden, wie die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen.

Wake Vortex, Hazard Analysis, Flight Simulator, Modeling, Flight Simulation

Dennis VECHTEL

(Published in German)

Institute of Flight Systems, German Aerospace Center (DLR), Braunschweig

Vortex deformation and its influence on the hazard analysis of wake vortex encounters

Doctoral Thesis, Technical University Braunschweig

DLR-Forschungsbericht 2017-24, 2017, 187 pages, 68 figs., 5 tabs., 121 refs., 39.00 € plus VAT

During their decay wake vortices deform depending on the atmospheric conditions. Despite the knowledge of this physical effect wake vortices have mostly been assumed in the past to be straight for encounter hazard analysis. The presented work shall give an answer to the question of how the effect of vortex deformation affects the severity of a wake encounter. For the analysis results from large-eddy-simulations were used, which represent vortex deformation realistically. For reasons of comparison an analytical model of straight vortices was used. A comprehensive simulation study was performed in order to show differences between encounters with deformed wake vortices and straight vortices of comparable strength. In order to evaluate the influence of vortex deformation on the pilot's subjective perception of the encounter severity simulator trials were performed in an A330-simulator, an A320-simulator and the DLR in-flight simulator ATTAS using differently deformed vortices. All the analyses show a special criticality of encounters shortly prior and during the linking. The analysis also showed that hazard boundaries for the Roll Control Ratio derived for straight vortices can also be applied to encounters with deformed vortices.

Forschungsbericht 2017-24

Wirbeldeformierung und ihr Einfluss auf die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen

Dennis Vechtel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

187 Seiten
68 Bilder
5 Tabellen
121 Literaturstellen



Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt

**TU Braunschweig – Niedersächsisches
Forschungszentrum für Luftfahrt**

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2017-06

Wirbeldeformierung und ihr Einfluss auf die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen

Dennis Vechtel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe
„NFL - Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für
Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-
Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademi-
schen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Disser-
tation.

Wirbeldeformierung und ihr Einfluss auf die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig
zur Erlangung der Würde
eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

von: Dipl.-Ing. Dennis Vechtel
aus: Lübeck

eingereicht am: 10.05.2016
mündlich Prüfung am: 16.05.2017

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag
Prof. Dr.-Ing. P. Hecker

Kurzfassung

Während ihres Zerfalls deformieren sich Wirbelschleppen abhängig von den atmosphärischen Bedingungen. Typischerweise durchlaufen Wirbel während ihres Zerfalls verschiedene Deformierungsstadien. Zunächst sorgt die nach ihrem Entdecker benannte CROW-Instabilität für eine sinusförmige Deformierung mit zunehmender Amplitude. Nach einiger Zeit begegnen sich durch die wachsende Amplitude die Wirbellinien beider Wirbel in regelmäßigen Abständen und es kommt zum sogenannten *Linking* der Wirbellinien. Danach formieren sich die Wirbel zu Ringwirbeln, die mit weiter zunehmender lateraler Ausdehnung zerfallen. Trotz des Wissens um diesen physikalischen Effekt, wurden Wirbelschleppen für Gefährdungsbewertungen von Wirbeldurchflügen in der Vergangenheit jedoch meist als geradlinig angenommen. Ob die Wirbeldeformierung einen Einfluss auf die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen hat und ob die Annahme von geradlinigen Wirbelschleppen hierbei gerechtfertigt ist, wurde bisher nur sehr unzureichend und mit zum Teil widersprüchlichen Ergebnissen untersucht. Außerdem liefert keine der bisherigen Studien Grenzwerte für eine vorhersagbare Gefährdungsmetrik, die in der Praxis angewendet werden kann, um gefährliche Wirbeleinflüge vorherzusehen. Die Notwendigkeit, die Gefährlichkeit von Wirbelschleppen mit allen Effekten zu kennen, ist aufgrund der derzeitigen weltweiten Aktivitäten zur teilweisen Neuordnung der Wirbelschleppenstaffelungen von zusätzlicher Aktualität. Aus diesem Grund soll die vorliegende Arbeit eine Antwort auf die Frage liefern, wie sich der Effekt der Wirbeldeformierung auf Wirbelschleppendurchflüge auswirkt. Für die Untersuchung wurden Ergebnisse von Large-Eddy-Simulationen verwendet, die den Effekt der Wirbeldeformierung realistisch abbilden. Zum Vergleich wurde ein analytisches Modell geradliniger Wirbel verwendet. Es wurde eine umfangreiche Simulationsstudie mit Parametervariation durchgeführt, die Unterschiede zwischen Wirbeldurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen und geradlinigen Wirbelschleppen gleicher Stärke aufzeigt. Um Einflüsse der Wirbeldeformierung auf das subjektive Empfinden der Gefährlichkeit durch Piloten zu untersuchen wurden Simulatorversuche in einem A330-Simulator, einem A320-Simulator und Inflight-Simulationen mit dem DLR Forschungsflugzeug ATTAS mit verschiedenen deformierten Wirbelschleppen durchgeführt. Alle Untersuchungen zeigen eine besondere Kritikalität kurz vor und im Bereich des *Linkings*. Wirbeldeformierung verringert typischerweise die Einwirkdauer der wirbelinduzierten Kräfte und Momente, was grundsätzlich einen positiven Einfluss auf die Auswirkungen eines Durchfluges hat. Während des *Linkings* können Durchflüge jedoch durchaus heftiger sein, als davor und danach. Gefährdungsgrenzen für das Roll Control Ratio für geradlinige Wirbel können jedoch auf deformierte Wirbelschleppen übertragen werden, wie die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen.

Abstract

During their decay wake vortices deform depending on the atmospheric conditions. Typically wake vortices pass through different stages of deformation during their decay. At first, the so-called CROW-instability, named after its discoverer, leads to a sinusoidal deformation with increasing amplitude. After a certain time the vortex filaments of both wake vortices come closer to each other and eventually link at intervals. After the linking the vortices form out vortex rings, which further decay with increasing lateral spread. Despite the knowledge of this physical effect wake vortices have mostly been assumed in the past to be straight for encounter hazard analysis. Whether vortex deformation influences the encounter severity and whether the assumption of straight vortices is valid, was analysed only rarely in the past and with sometimes differing conclusions. Furthermore, none of the recent studies was able to derive boundaries for a predictable hazard metric, which can be applied in practice in order to predict hazardous wake encounters before they occur. The need of knowing the encounter hazard with all its effects is currently of additional relevance due to the ongoing effort to at least partly revise the wake vortex related separation schemes. For this reason the presented work shall give an answer to the question of how the effect of vortex deformation affects the severity of a wake encounter. For the analysis results from large-eddy-simulations were used, which represent vortex deformation realistically. For reasons of comparison an analytical model of straight vortices was used. A comprehensive simulation study was performed in order to show differences between encounters with deformed wake vortices and straight vortices of comparable strength. In order to evaluate the influence of vortex deformation on the pilot's subjective perception of the encounter severity simulator trials were performed in an A330-simulator, an A320-simulator and the DLR in-flight simulator ATTAS using differently deformed vortices. All the analyses show a special criticality of encounters shortly prior and during the linking. Typically vortex deformation leads to a shorter duration of the vortex induced forces and moments acting on the encountering aircraft. This has a positive effect on the encounter severity except for vortex ages when the vortices link. During the vortex linking encounters can indeed be more severe than before or after. However, the analysis also showed that hazard boundaries for the Roll Control Ratio derived for straight vortices can also be applied to encounters with deformed vortices.

Vorwort

Die vorliegende Dissertation entstand im Rahmen meiner Arbeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugsystemtechnik in der Abteilung Flugdynamik und Simulation des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Braunschweig. Die hier beschriebenen Arbeiten entstanden in den vom DLR grundfinanzierten Projekten „Wetter & Fliegen“ (von 2008 bis 2011) und L-bows („*Land-based and onboard wake systems*“ von 2014 bis 2017), sowie dem ebenfalls vom DLR grundfinanzierten Vorhaben WoLv („Wetteroptimierter Luftverkehr“ seit 2012).

Ich danke dem Institutsdirektor, Herrn Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag, für die Betreuung und Unterstützung der vorliegenden Arbeit. Herrn Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker danke ich für die Durchsicht der Arbeit und Herrn Prof. Dr.-Ing. Jens Friedrichs für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Des Weiteren bedanke ich mich bei meinen Abteilungsleitern Prof. Dr.-Ing. Klaus-Uwe Hahn und Dr.-Ing. Holger Duda für ihre Unterstützung, sowie den Kollegen aus der Abteilung, speziell Carsten Schwarz für die enge Zusammenarbeit im Bereich Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen. Besonders möchte ich auch den Kollegen Frank Holzäpfel und Ingo Hennemann vom DLR Institut für Physik der Atmosphäre in Oberpfaffenhofen danken.

Ebenso möchte ich Swantje Amelsberg, die 2009 an der TU Berlin als wissenschaftliche Mitarbeiterin am Fachgebiet Flugmechanik, -regelung und Aeroelastik tätig war, für die Unterstützung bei der Kampagne im A330-Simulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB) danken.

Besonderer Dank gilt den Kollegen vom DLR-Flugbetrieb in Braunschweig, insbesondere den Piloten Hans-Jürgen Berns, Stefan Seydel, Jens Heider, Andreas Hahn, Axel Widmann, Peter Baumann und Georg Mitscher, dem Flugversuchingenieur Michael Press und der Flugmechanikerin Regina Gebhard für die Durchführung der Flugversuche mit ATTAS und die Unterstützung bei den Simulatorkampagnen. Auch den Kollegen des AVES-Simulatorzentrums des DLR Instituts für Flugsystemtechnik in Braunschweig, sowie Frau Paula Pacho Ruiz, möchte ich an dieser Stelle für die Unterstützung bei der Vorbereitung und Durchführung der Versuche im A320-Simulator danken.

Zu guter Letzt bedanke ich mich bei meinen Eltern, Verwandten und Freunden, die mich während der letzten Jahre stets unterstützt haben und damit dazu beigetragen haben, dass ich diese Arbeit vollenden konnte.

Braunschweig, 2017

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	IX
Tabellenverzeichnis	XIII
Abkürzungen	XV
Formelzeichen	XVII
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Wissenschaftliche Fragestellung	10
1.3 Aufbau der Arbeit	11
2 Physik der Wirbelschleppe	15
2.1 Entstehung	16
2.2 Zerfall	19
2.3 Transport	22
2.4 Deformierung	23
3 Einflugsimulation	29
3.1 Wirbelmodelle	29
3.1.1 Analytische Modelle	30
3.1.2 Large-Eddy-Simulationen	35
3.2 Aerodynamisches Interaktionsmodell	39
4 Gefährdungsbewertung	43
4.1 Bewertungsskala	44
4.2 Methodik	46
4.3 Metrik	48
5 Frühere Untersuchungen	55
5.1 Flugversuche	55

5.2	Simulationen	58
5.2.1	Geradlinige Wirbel	58
5.2.2	Deformierte Wirbel	61
6	Objektive Bewertung	69
6.1	Simulation	70
6.1.1	Flugzeugmodel	70
6.1.2	Flugsteuerungssystem und Autopilot	71
6.2	Szenario	73
6.3	Ergebnisse	76
6.4	Einfluss der Reglerdynamik	86
7	Subjektive Bewertung	93
7.1	Zeitfeste Simulation im A330 Full-Flight-Simulator	95
7.1.1	Simulator	95
7.1.2	Szenario	97
7.1.3	Ergebnisse	101
7.2	Zeitfeste Inflight-Simulationen mit ATTAS	108
7.2.1	ATTAS als Inflight-Simulator	109
7.2.2	Szenario	112
7.2.3	Ergebnisse	118
7.3	Ortsfeste Simulation im AVES-Simulator	121
7.3.1	Das AVES-Simulatorzentrum	121
7.3.2	Szenario	123
7.3.3	Ergebnisse	126
8	Zusammenfassung und Ausblick	133
8.1	Zusammenfassung	133
8.2	Ausblick	136
	Anhang	153

Abbildungsverzeichnis

1.1	Mögliche Auswirkungen eines Wirbelschleppeneinfluges	2
1.2	Exemplarische Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten einer Wirbelschleppe und Auswirkungen auf ein einfliegendes Flugzeug bei kleinen Einflugwinkeln	3
1.3	Anzahl der wirbelschleppenbedingten Unfälle und Vorfälle in den USA zwischen 1983 und 2000	5
1.4	Wirbeldeformierung im Reiseflug	9
1.5	Bildung von Wirbelringen während des Zerfalls	10
2.1	Zeichnung des Wirbelsystems in der Umgebung eines Flügels von F. W. Lanchester 1907	15
2.2	Entstehung der Wirbelschleppe hinter einem Flügel endlicher Spannweite	17
2.3	Wirbelsystem eines Tragflügels endlicher Spannweite	18
2.4	Tragflügel mit aufgerollter Wirbelfläche	19
2.5	Normierte Zirkulation als Funktion des normierten Wirbelalters aus LIDAR-Messungen (Mittelwert durchgezogene Linie) .	21
2.6	Fotos des Wirbelschleppenzerfalls einer B-47	25
2.7	Zirkulationsverläufe bei verschiedenen Atmosphärenbedingungen aus Large-Eddy-Simulationen (LES)	27
3.1	Zum Gesetz von BIOT-SAVART für eine räumliche Wirbellinie	30
3.2	Radiale Geschwindigkeitsverteilung eines Wirbelpaares mit verschiedenen Wirbelmodellen	33
3.3	Modelle für die Geometrie der Wirbellinie von welligen Wirbeln (a) und Wirbelringen (b) nach Bieniek und Luckner, bzw. Loucel und Crouch	34
3.4	Beispiel für die Geometrie der Wirbellinie von welligen Wirbeln von Vechtel und Münster	35
3.5	Vergleich von Wirbelringen aus LES und in Realität	36
3.6	Wirbel verschiedener Alter und Deformierungsgrade aus LES (gezeigt ist jeweils die Isokontur für $ V = 6m/s$)	38

3.7	Zur Erläuterung der Streifenmethode	40
4.1	Bewertungsskala für Wirbelschleppeneinflüge	45
4.2	Allgemeine Betrachtung einer Gefährdungsmetrik	47
4.3	Exemplarische $ RCR $ -Verteilung einer Wirbelschleppe	50
4.4	Das Gefährdungsraumkonzept SHAPE	52
5.1	Vergleich von Flugversuchsdaten mit Wirbelprognosen zur Findung von minimalen Staffelungsabständen	57
5.2	Gefährdungsgrenzen aus Simulatorversuchen der NASA	59
5.3	Ergebnisse einer Simulatorkampagne von Airbus im Rahmen des S-WAKE-Projektes	60
5.4	Ergebnisse verschiedener Simulationen des DLR zu Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen	61
5.5	Ergebnisse der Simulationen von Loucel und Crouch (maximaler Hängewinkel Φ_{max} als Funktion der Einflugwinkel Θ und Ψ) mit verschiedenen stark deformierten Wirbeln (a: nahezu geradlinig, b: wellige Wirbel kurz vor dem <i>Linking</i>)	62
5.6	Ergebnisse der Simulationen von Bieniek und Luckner mit verschiedenen stark deformierten Wirbeln (a: geradlinig, b: wellige Wirbel, c: Wirbelringe)	65
5.7	Normiertes induziertes Rollmoment und Zirkulation simuliert von Hennemann mit LES-Wirbeln	66
6.1	A320 ATRA des DLR	71
6.2	Einfluggeometrie	75
6.3	Zirkulationsverlauf (rot: Zirkulationsmarge der LES, blau: Mittelwert der bei geradlinigen Wirbeln verwendet wurde)	76
6.4	maximale Flugzeugreaktion bei verschiedenen Wirbelaltern	77
6.5	Erläuterung der Einwirkdauer anhand von beispielhaften Zeit-schrieben des RCR bei Durchflügen mit maximaler Flugzeugreaktion bei 108 s alten Wirbeln und geradlinigen Wirbeln gleicher Stärke	79
6.6	Häufigkeit nennenswerter Flugzeugreaktionen bei geradlinigen und deformierten Wirbeln	80
6.7	Verteilung des maximalen Hängewinkels bei 16 s alten Wirbeln	82
6.8	Verteilung der max. Rollgeschwindigkeit bei 108 s alten Wirbeln	83
6.9	Verteilung des maximalen n_z bei 136 s alten Wirbeln	85

6.10	$ RCR _{max}$ bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)	88
6.11	Resultierende Rollrate bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)	89
6.12	Resultierender Hängewinkel bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)	90
7.1	Außenansicht des A330/A340-Simulators des ZFB	96
7.2	Innenansicht des A330/A340-Simulators	97
7.3	Wirbelschleppenszenario während des Anfluges	98
7.4	Erzeugung der wirbelinduzierten Kräfte und Momente	99
7.5	Durchfluggeometrie mit geradlinigen und welligen Wirbelschleppen	100
7.6	Induziertes Rollmoment und Hängewinkel zweier vergleichbarer Durchflüge mit geradlinigen a) und welligen b) Wirbeln . .	101
7.7	Gefährdungsgrenzen der manuellen Durchflüge mit A330 für geradlinige und wellige Wirbel	103
7.8	Maximaler Hängewinkel mit A330	105
7.9	Maximale Rollrate mit A330	106
7.10	Maximale Änderung des vertikalen Lastvielfachen mit A330 .	107
7.11	VFW 614 ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System) des DLR	108
7.12	Systemarchitektur der Inflight-Simulation von ATTAS	110
7.13	Inflight-Simulation eines beliebigen Flugzeugs mit ATTAS . .	111
7.14	Cockpit der VFW 614 ATTAS	112
7.15	Kabine der VFW 614 ATTAS	113
7.16	Erzeugung der Kräfte- und Momentenverläufe für die Durchflugsimulation	114
7.17	Implementierung der Wirbelschleppensimulation in die Inflight-Simulation	115
7.18	Vergleich des simulierten und realen ATTAS während eines Wirbelschleppendurchfluges mit $ RCR _{max} \approx 1$	116
7.19	Vergleich des simulierten und realen ATTAS während eines Wirbelschleppendurchfluges mit $ RCR _{max} > 1$	117
7.20	Gefährdungsgrenzen der Durchflüge mit ATTAS für wellige Wirbel und Wirbelringe	119

7.21	Außenansicht des Air VEHicel Simulator AVES des DLR . . .	122
7.22	Innenansicht des A320-Cockpits des AVES	123
7.23	Zur Erläuterung der ortsfesten Implementierung der Wirbel- schleppen in den AVES-Simulator	125
7.24	Pilotenbewertungen bei Durchflügen mit deformierten Wirbeln unterschiedlichen Wirbelalters	127
7.25	Flugzeugreaktion bei Durchflügen mit deformierten Wirbeln unterschiedlichen Alters	129
7.26	Gefährdungsgrenzen der Durchflüge mit A320 für unterschied- lich deformierte Wirbel	131

Tabellenverzeichnis

1.1	Minimale Staffelungsabstände in nautischen Meilen nach ICAO	4
1.2	Vorgeschlagene minimale Staffelungsabstände in nautischen Meilen nach RECAT-EU	6
4.1	Definition der Bewertungsgrenzen	48
6.1	Varierte Parameter bei geradlinigen Wirbelschleppen	73
6.2	Varierte Parameter bei deformierten Wirbelschleppen	74

Abkürzungen

Abkürzung Bedeutung

AIM	Aerodynamic Interaction Model
ATD	Advanced Technologies Demonstrator
ATRA	Advanced Technologies Research Aircraft
ATTAS	Advanced Technologies Testing Aircraft System
AVES	Air Vehicle Simulator
CAE	Canadian Aviation Electronics
CoG	Centre of Gravity
CRT	Cathode Ray Tube
CRJ	Canadair Regional Jet
DLC	Direct Lift Control
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DME	Distance Measurement Equipment
EFIS	Electronic Flight Instrumentation System
FAA	Federal Aviation Administration
GA	Go-Around
HFB	Hamburger Flugzeugbau GmbH
IAE	International Aero Engines
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IFALPA	International Federation of Airline Pilots' Associations
IFR	Instrument Flight Rules
IFS	Inflight Simulation
ILS	Instrument Landing System
JAA	Joint Aviation Authorities
KIAS	Knots Indicated Airspeed
LES	Large Eddy Simulation
LIDAR	Light Detection and Ranging
MCDU	Multifunctional Control and Display Unit
MRS	Minimum Radar Separation
MTOW	Maximum Take-Off Weight

NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDB	Non-Directional Beacon
NOGA	no Go-Around
NRC	National Research Council Canada
NTSB	National Transportation Safety Board
OHR	Overall Hazard Rating
PIO	Pilot Induced (/Involved) Oscillations
RCR	Roll Control Ratio
SHAPE	Simplified Hazard Area Prediction
STD	Standard
TU	Technische Universität
VC	Vereinigung Cockpit
VFR	Visual Flight Rules
VFW	Vereinigte Flugtechnische Werke
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	VHF-Omni-Directional Radio Range
WEAA	Wake Encounter Advisory and Avoidance System
WSVBS	Wirbelschleppenvorhersage- und -beobachtungssystem
WTD	Wehrtechnischer Dienst
ZFB	Zentrum für Flugsimulation Berlin

Formelzeichen

Zeichen	Einheit	Bedeutung
A	N	Auftrieb
C_A	-	Auftriebsbeiwert
$C_{A\alpha}$	-	Auftriebsanstieg
C_Y	-	Seitenkraftbeiwert
$C_{Y\beta}$	-	Seitenkraftgradient
C_l	-	Rollmomentenbeiwert
F	N	Kraft
M	Nm	Moment
H	m	Flughöhe
N	1/s	Brunt-Väisälä-Frequenz
N^*	-	normierte Brunt-Väisälä-Frequenz
V	m/s	Fluggeschwindigkeit
V_T	m/s	Tangentialgeschwindigkeit
b	m	Spannweite
b_0, b'	m	initialer Wirbelabstand
g	m/s ²	Erdbeschleunigung
m	kg	Masse
r	m	radiale Entfernung
r_c	m	Kernradius
t	s	Zeit
t^*	-	normierte Zeit
t_0	s	Zeitnormierung
t_{age}	s	Wirbelalter
u	m/s	longitudinale Geschwindigkeit
v	m/s	laterale Geschwindigkeit
w	m/s	vertikale Geschwindigkeit
w_0	m/s	induzierte Absinkgeschwindigkeit
x	m	x-Position
y	m	y-Position

z	m	z-Position, Höhe
Φ	°	Hängewinkel
Γ	m ² /s	Zirkulation
Γ^*	-	normierte Zirkulation
Γ_0	m ² /s	Anfangszirkulation
$\tilde{\Gamma}$	m ² /s	Zirkulation entlang der Wirbellinie
Γ_{5-15}	m ² /s	über Radius von 5-15 m gemittelte Zirkulation
Λ	-	Flügelstreckung
Θ	K	potentielle Temperatur
θ	°	vertikaler Einflugwinkel
Ψ	°	azimutaler Einflugwinkel
α	°	Anstellwinkel
β	°	Schiebewinkel
ε	m ² /s ³	turbulente Dissipationsrate (Eddy Dissipation Rate)
ε^*	-	normierte turbulente Dissipationsrate
ε_Φ	%	Verhältnissfaktor für maximalen Hängewinkel zwischen geradlinigen und deformierten Wirbeln
ε_p	%	Verhältnissfaktor für maximale Rollrate zwischen geradlinigen und deformierten Wirbeln
ε_n	%	Verhältnissfaktor für maximales vertikales Lastvielfaches zwischen geradlinigen und deformierten Wirbeln
$\partial\varepsilon/\partial\alpha$	-	Abwindfaktor
φ	°	Pfeilungswinkel
ν	m ² /s	laminare Viskosität
ν	°	V-Stellung des Flügels
ρ	kg/m ³	Luftichte
ζ, δ	°	Querruderausschlag

„Unser Kulturleben krankt daran, dass es sich nur an der Erdoberfläche abspielt. Die gegenseitige Absperrung der Länder, der Zollzwang und die Verkehrserschwerung ist nur dadurch möglich, dass wir nicht frei wie der Vogel auch das Luftreich beherrschen. Der freie, unbeschränkte Flug des Menschen, für dessen Verwirklichung jetzt zahlreiche Techniker in allen Kulturstaaten ihr Bestes einsetzen, kann hierin Wandel schaffen und würde von tief einschneidender Wirkung auf alle unsere Zustände sein. Die Grenzen der Länder würden Ihre Bedeutung verlieren, weil sie sich nicht mehr absperren lassen; die Unterschiede der Sprachen würden mit der zunehmenden Beweglichkeit der Menschen sich verwischen. Die Landesverteidigung, weil zur Unmöglichkeit geworden, würde aufhören, die besten Kräfte der Staaten zu verschlingen, und das zwingende Bedürfnis, die Streitigkeiten der Nationen auf andere Weise zu schlichten als den blutigen Kämpfen um die imaginär gewordenen Grenzen, würde uns den ewigen Frieden verschaffen.“

Otto Lilienthal, 1894¹

¹mit freundlicher Genehmigung aus dem Vorwort zur Neuauflage von Otto Lilienthals Buch *Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst*, 2003 Verlag Steffen, Friedland i. Meckl.

1 Einleitung

Auch wenn die Luftfahrt der Welt nicht, wie in Lilienthals Utopie, den ewigen Frieden gebracht hat, so hat sie in den zurückliegenden gut hundert Jahren die Mobilität des Menschen doch derart revolutioniert, dass die Welt tatsächlich scheinbar grenzenlos geworden ist. Dabei wurde mit dem zunehmendem Luftverkehr als ein Aspekt unter vielen ein Phänomen für die Sicherheit des Luftverkehrs zunehmend relevanter: die Wirbelschleppe.

Wirbelschleppen sind eine unvermeidbare Folge der aerodynamischen Auftriebserzeugung und können grundsätzlich eine Gefährdung für Flugzeuge darstellen. Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der Gefährlichkeit von Wirbelschleppen. Speziell ein besonderer Effekt, der während des Zerfalls der Wirbelschleppe auftritt, namentlich die durch atmosphärische Störungen angeregte Deformierung der Wirbelschleppe und ihre Auswirkung auf die Gefährdungsbewertung eines Wirbelschleppeneinfluges, werden hier untersucht.

1.1 Motivation

Wirbelschleppen entstehen an jedem auftriebserzeugenden Flügel als Folge der unterschiedlichen Druckverhältnisse an Ober- und Unterseite des Flügels. Aufgrund ihrer Stärke und Langlebigkeit stellen Wirbelschleppen eine potentielle Gefahr für Flugzeuge dar. Der Einflug in die Wirbelschleppe eines vorausfliegenden Flugzeugs kann dabei zu starken Flugzeugreaktionen, die von den Piloten nicht vorhersehbar sind, und zeitweiligem Kontrollverlust der Piloten führen. Die Art der Gefährdung durch eine Wirbelschleppe hängt unter anderem auch von den Winkeln und der Position ab, unter denen ein Flugzeug in die Wirbelschleppe einfliegt. Während bei großen azimuthalen Einflugwinkeln überwiegend vertikale Lastvielfache auftreten, kann es bei kleinen Einflugwinkeln zu starken Rollbewegungen oder Durchsacken des einfliegenden Flugzeugs kommen (s. Abbildung 1.1).

Statistische Auswertungen von Wirbelschleppenberichten von Piloten zeigen, dass es am häufigsten zu Vorfällen mit Wirbelschleppen während der

Anflug- und Landephase kommt [1]¹. Aus diesem Grund konzentriert sich diese Arbeit ausschließlich auf Wirbelschleppeneinflüge während des Anfluges. In dieser Flugphase fliegen Flugzeuge überwiegend hintereinander auf denselben, fest vorgegebenen Flugbahnen, weshalb Wirbelschleppeneinflüge hier meist unter kleinen Einflugwinkeln stattfinden. Hierbei kommt es während des Einfluges im Außenbereich des Strömungsfeldes der Wirbelschleppe, sowie zwischen den Wirbeln zu Vertikalkräften, die die Flugbahn des einfliegenden Flugzeugs deutlich beeinflussen können. In der Nähe der Wirbelkerne tritt hauptsächlich Rollmoment auf, das dem einfliegenden Flugzeug starke Rollbewegungen induziert.

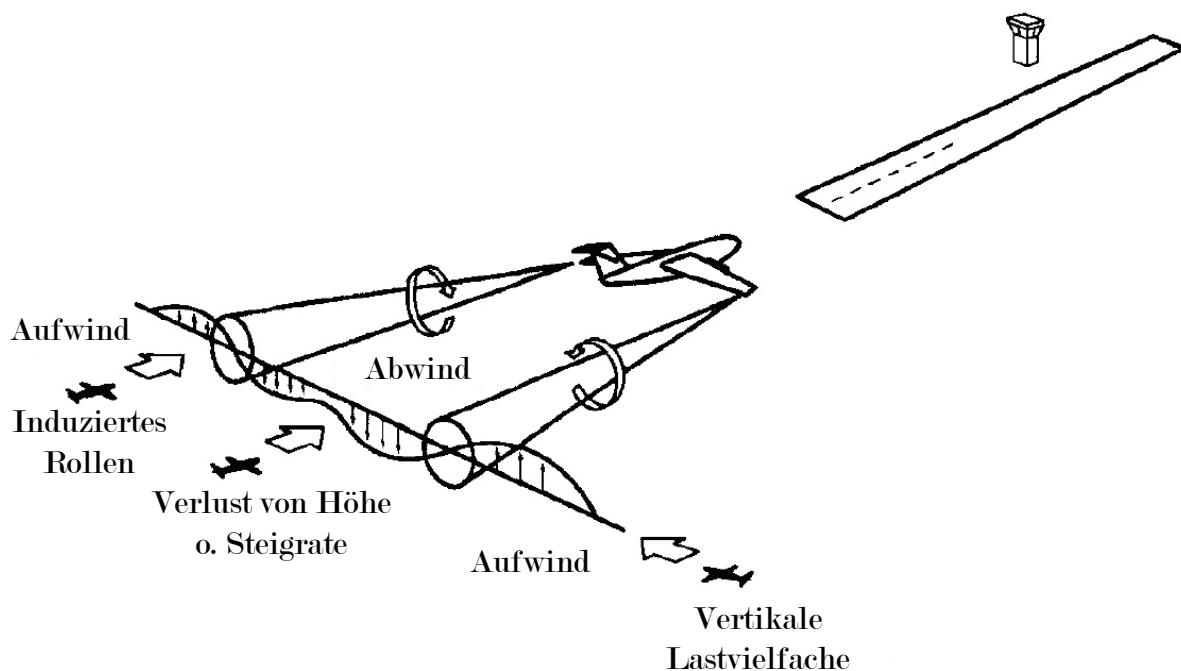


Abbildung 1.1: Mögliche Auswirkungen eines Wirbelschleppeneinfluges (nach [2]²)

In der Praxis dominiert während eines Wirbelschleppeneinfluges üblicherweise eine Kombination aus Vertikal- und Rollbewegung (s. Abbildung 1.2). Abhängig von der Stärke der Wirbel kann das induzierte Rollmoment die Steuerfähigkeit des Flugzeugs überschreiten, so dass der Pilot nicht in der Lage ist, durch Gegensteuern das Flugzeug zu stabilisieren. In niedriger Höhe können starke Abwinde durch die Wirbelschleppe ebenfalls zu einer Ge-

¹Zweimonatlich erscheinende Flugsicherheitsbroschüre der internationalen Flight Safety Foundation

²Veröffentlichung von V. J. Rossow aus dem Jahr 1999 über „Lift-generated vortex wakes of subsonic transport aircraft“; eines der Standardwerke zum Thema Wirbelschleppen

fahr werden. Darüber hinaus können die während des Einfluges auftretenden Lasten unter Umständen Strukturgrenzen überschreiten und hierdurch zur Gefahr werden, auch wenn die Flugzeugbewegung alleine nicht zwangsläufig eine Gefährdung darstellt [3]³.

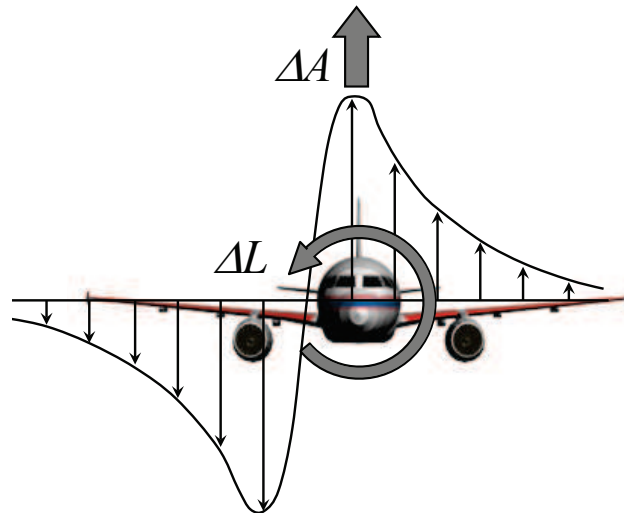


Abbildung 1.2: Exemplarische Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten einer Wirbelschleppe und Auswirkungen auf ein einfliegendes Flugzeug bei kleinen Einflugwinkeln (nach [4]⁴)

Um solche gefährlichen Situationen zu vermeiden wurden in den 1970er Jahren spezielle minimale Staffellungsabstände eingeführt, die unter Instrumentenflugregeln (IFR) nicht unterschritten werden dürfen. Das am weitesten verbreitete Staffellungssystem zur Vermeidung von Wirbelschleppeneinflügen wurde von der ICAO definiert [5] (s. Tabelle 1.1). Es existieren jedoch weitere Systeme, wie zum Beispiel von der FAA, die sich jedoch nur wenig von dem der ICAO unterscheiden. Ebenfalls existieren an diversen Großflughäfen abgewandelte Staffellungsschemata, die an die speziellen Randbedingungen des einzelnen Flughafens angepasst sind und meist eine Blockierung der Luftraum- und Landebahnpazitäten zu Stoßzeiten vermeiden sollen. Letztendlich sind jedoch alle minimalen Staffellungsabstände so definiert, dass die Wirbelschleppe eines vorausfliegenden Flugzeugs entweder weit genug zerfallen ist oder durch Wind weit genug verdriftet wurde, um keine Gefahr mehr für den Nachfolger darzustellen.

³Untersuchungsbericht des Civil Aeronautics Board aus dem Jahr 1959

⁴Dissertation von T. Heintsch aus dem Jahre 1994 zum Thema „Beiträge zur Modellierung von Wirbelschleppen zur Untersuchung des Flugzeugverhaltens beim Landeanflug“

⁵Minimum Radar Separation (MRS): je nach verwendetem Radarsystem 3 nm oder 2,5 nm

⁶ICAO Doc 4444 Rules of the Air and Air Traffic Services

Leader / Follower	A380	Heavy	Medium	Light
A380	MRS ⁵	6	7	8
Heavy <i>MTOW ≥ 136t</i>	MRS	4	5	6
Medium <i>7t < MTOW < 136t</i>	MRS	MRS	MRS	5
Light <i>MTOW ≤ 7t</i>	MRS	MRS	MRS	MRS

Tabelle 1.1: Minimale Staffelungsabstände in nautischen Meilen nach ICAO [5]⁶

Trotz dieser minimalen Staffelungsabstände kommt es zwar selten, jedoch immer wieder in der täglichen Praxis zu Vorfällen mit Wirbelschleppen. Meist passiert dies, wenn die minimalen Staffelungsabstände unterschritten werden oder bei Wetterlagen, die einen außergewöhnlich langsamen Wirbelzerfall bewirken. Tragische Unfälle mit Verlust von Menschenleben sind zum Beispiel der Unfall einer McDonnell Douglas DC-9 von Delta Airlines, die am 30. Mai 1973 in Dallas Fort Worth, Texas, USA, in niedriger Höhe in die Wirbelschleppe einer vorher gelandeten McDonnell Douglas DC-10 geriet und dabei auf der Landebahn zerschellte [6]⁷. Ein weiterer bekannter Unfall ist American Airlines Flug 587, ein A300-600, der am 12. November 2001 in Belle Harbor, New York, USA, nach einem Einflug in die Wirbelschleppe einer vorausfliegenden B747-400 abstürzte, nachdem das Seitenleitwerk abgerissen war [7]⁸. Das Abreißen des Seitenleitwerks ist ursächlich zwar nicht direkt auf die Wirbelschleppe zurückzuführen, wurde jedoch durch zu starke, wechselseitige Seitenruderausschläge des Piloten als Reaktion auf die Wirbelschleppe hervorgerufen und ist somit als Folge des Wirbelschleppeneinfluges anzusehen. Zu solch fatalen Unfällen kommt es aufgrund der minimalen Staffelungsabstände jedoch äußerst selten. Statistiken zeigen, dass es jährlich zu einer sehr geringen Anzahl an berichteten Wirbelschleppeneinflügen kommt und fatale Folgen sind tatsächlich äußerst selten (s. Abbildung 1.3).

⁷Untersuchungsbericht der NTSB aus dem Jahr 1973

⁸Untersuchungsbericht der NTSB aus dem Jahr 2004

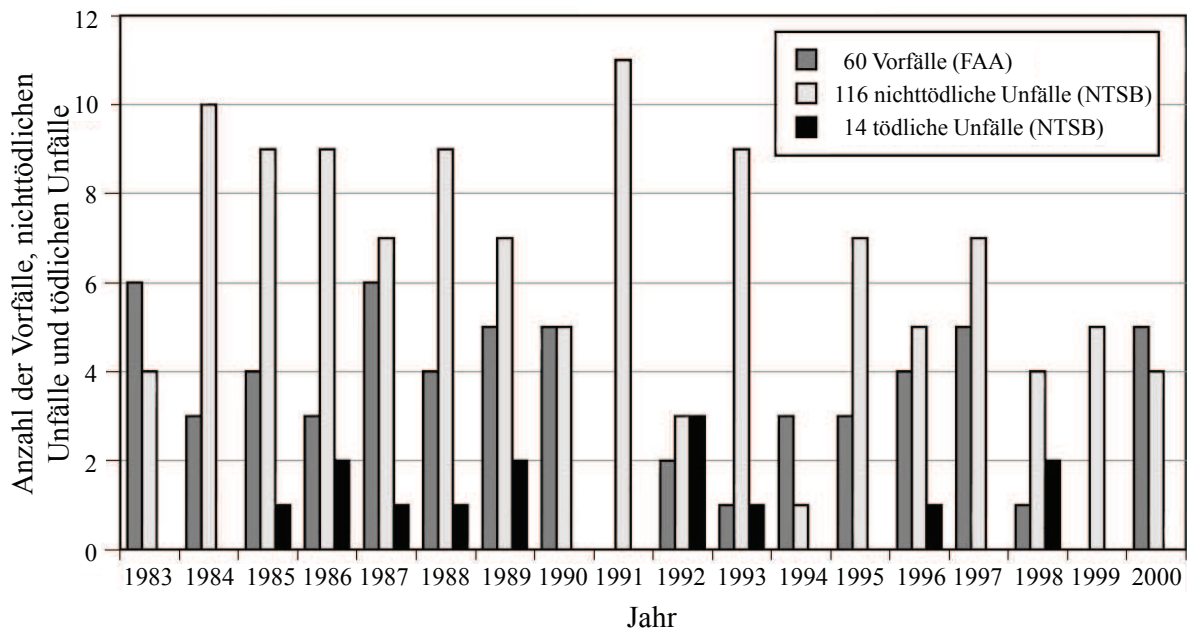


Abbildung 1.3: Anzahl der wirbelschleppenbedingten Unfälle und Vorfälle in den USA zwischen 1983 und 2000 (nach [1]⁹)

Die Einhaltung der minimalen Staffellingsabstände ist neben allen anderen technischen wie operationellen Maßnahmen zur Steigerung der Sicherheit im Luftverkehr also ein Grund dafür, dass Fliegen allgemein als sicher anerkannt ist und auf diese Weise Wirbelschleppen keine große Gefahr im täglichen Flugbetrieb darstellen. Die Erfahrung in der täglichen Praxis zeigt aber auch, dass die bisherigen minimalen Staffellungen meist überkonservativ sind, da u.a. die aktuellen Wetter- und Windverhältnisse nicht berücksichtigt werden. Zudem begrenzen minimale Staffellingsabstände die Kapazität von Lufträumen und Flughäfen, was besonders an Großflughäfen heutzutage ein limitierender Faktor ist [8]¹⁰[9]¹¹. Aus diesem Grund wird seit Jahren weltweit an zumindest einer teilweisen Reduzierung einzelner minimaler Staffellingsabstände gearbeitet, um dem weiterhin stetig zunehmenden Luftverkehr zu begegnen. Die EUROCONTROL hat zum Beispiel in einem Rekategorisierungsprojekt namens RECAT-EU eine Erweiterung der Wirbelschleppenkategorien von Flugzeugen von drei auf sechs Kategorien vorgeschlagen [10].

⁹Zweimonatlich erscheinende Flugsicherheitsbroschüre der internationalen Flight Safety Foundation

¹⁰Konferenzbeitrag von K.-U. Hahn und C. Schwarz aus dem Jahr 2006, der sich mit dem Einfluss von Wirbelschleppenvermeidung und der Kapazität von Landebahnen beschäftigt

¹¹Konferenzbeitrag von G. L. Donohue und D. K. Rutishauser aus dem Jahr 2001 zum Einfluss von Staffellingsabständen und Lufttransportkapazität

Zur Einordnung der Flugzeuge in diese Kategorien soll neben der maximalen Abflugmasse (MTOW – *maximum take-off weight*) auch die Spannweite verwendet werden, da neben der Masse diese sowohl die Wirbelstärke, als auch die Resistenz eines Flugzeugs gegen eine Wirbelschleppe, beeinflusst. Für diese Flugzeugkategorien sollen zum Teil geringere Staffelungsabstände als derzeit angewendet werden (s. Tabelle 1.2). Als Beispiel muss ein A320 nach derzeitiger ICAO-Staffelung hinter einer B767 5 nm Abstand halten, während dieselbe Flugzeugpaarung nach RECAT-EU nur eine minimale Staffelung von 3 nm einhalten muss.

Leader / Follower	A	B	C	D	E	F
A <i>MTOW > 100t</i> <i>72m < Spannweite < 80m</i>	3	4	5	5	6	8
B <i>MTOW > 100t</i> <i>60m < Spannweite < 72m</i>	MRS	3	4	4	5	7
C <i>MTOW > 100t</i> <i>52m < Spannweite < 60m</i>	MRS	MRS	3	3	4	6
D <i>MTOW < 100t</i> <i>Spannweite > 32m</i>	MRS	MRS	MRS	MRS	MRS	5
E <i>MTOW < 100t</i> <i>Spannweite < 32m</i>	MRS	MRS	MRS	MRS	MRS	4
F <i>MTOW < 15t</i>	MRS	MRS	MRS	MRS	MRS	3

Tabelle 1.2: Vorgeschlagene minimale Staffelungsabstände in nautischen Meilen nach RECAT-EU [10]¹²

¹²Vortrag von V. Treve auf dem WakeNet-EU Workshop 2014 über die Arbeiten von Eurocontrol im Projekt RECAT-EU zur Änderung der Flugzeugkategorien und minimalen Staffelungsabstände

Jede Änderung der minimalen Staffellungsabstände muss selbstverständlich unter Beibehaltung der Flugsicherheit geschehen. Aus diesem Grund ist hierfür eine umfangreiche Gefährdungsbewertung notwendig, um die Gefährlichkeit von potentiellen Wirbelschleppeneinflügen aufgrund der reduzierten minimalen Staffellungen zu bewerten.

Neben einer möglichen Reduzierung der minimalen Staffellungsabstände ist auch der sich verändernde Flottenmix in den Lufträumen ein Grund für eine Erhöhung des Risikos von Wirbelschleppeneinflügen. Durch die fortschreitende Diversifizierung der Flugzeugtypen von einerseits extrem großen, bzw. schweren Flugzeugen und andererseits sehr kleinen, bzw. leichten Flugzeugen, die jedoch über dieselben Flugleistungen verfügen und somit im selben Luftraum operieren (wie z.B. Business Jets oder kleine Verkehrsflugzeuge wie CRJ), besteht trotz der Einhaltung von Staffellungsabstände die Gefahr, dass sehr kleine Flugzeuge sehr starken Wirbelschleppen ausgesetzt sein können (z.B. wenn die Wirbelschleppe eines sehr schweren Flugzeugs mehr als eine Flugfläche absinkt). Auch aus diesem Grund ist die genaue Kenntnis über die Gefährlichkeit von Wirbelschleppeneinflügen essentiell. Eine umfassende Gefährdungsbewertung ist ebenfalls für jede Art von Wirbelschleppenprognosesystem notwendig, unabhängig davon, ob es sich dabei um bodengestützte Systeme wie z.B. das vom DLR entwickelte Wirbelschleppenvorhersage- und -beobachtungssystem WSVBS [11]¹³ oder um flugzeuggebundene Systeme wie das *Wake Encounter Advisory and Avoidance System* WEAA [12]¹⁴ des DLR handelt.

Unabhängig von der jeweiligen Anwendung einer Gefährdungsbewertung muss in jedem Fall eine realistische Repräsentation aller Effekte eines Wirbelschleppeneinfluges gewährleistet sein. Hierfür sind Flugversuche zwar am geeignetsten, da auf diese Art reale Wirbelschleppeneinflüge bewertet werden können, jedoch sind diese teuer und auch in ihrer Auswertbarkeit begrenzt, da meist essenzielle Informationen wie z.B. die Wirbeldaten nicht bekannt sind. Aus diesem Grund ist meist eine sehr große Anzahl an Flugversuchen notwendig, um fehlende Messdaten mittels Statistik ausgleichen zu können.

Eine sinnvolle Alternative stellt daher die Flugsimulation dar, da sie kostengünstig und weniger zeitintensiv als Flugversuche ist. Für eine wirklichkeitsnahe Simulation eines Wirbelschleppeneinfluges und somit eine aussagekräftige Gefährdungsbewertung müssen jedoch sämtliche verwendete mathema-

¹³Beitrag von F. Holzäpfel et al. aus dem Jahr 2009 zu den Arbeiten des DLR zum WSVBS aus dem Projekt „Wirbelschleppe“

¹⁴Konferenzbeitrag von T. Bauer et al. aus dem Jahr 2014 über das vom DLR entwickelte WEAA-System und dessen Test im Flugversuch

tischen Simulationsmodelle so realistisch wie nötig sein. Hierzu zählen neben dem Flugzeugmodell auch das mathematische Modell der Wirbelschleppe und derer aerodynamischen Interaktion mit dem einfliegenden Flugzeug. Außerdem müssen Effekte, die während des Zerfalls der Wirbelschleppe auftreten hierbei berücksichtigt werden.

Betrachtet man den Zerfallsprozess von Wirbelschleppen, so fällt auf, dass sich die Wirbel mit der Zeit meist zunehmend deformieren (s. Abbildung 1.4). Instabilitäten der Wirbel sorgen, angeregt von atmosphärischen Störungen, dafür, dass sich die Wirbellinien zunächst sinusförmig deformieren und danach oftmals sogar zu Ringstrukturen zusammenschließen (s. Abbildung 1.5). Eine detaillierte Erläuterung des Deformierungsprozesses ist in Kapitel 2.4 gegeben. Dieser Effekt ist seit den 1950er Jahren bekannt und physikalisch umfangreich untersucht. Für Gefährdungsbewertungen und Einflugsimulationen wird dieser Effekt jedoch meist vernachlässigt und die Wirbelschleppe dafür als geradlinig angenommen. Dies ist für Simulationszwecke zwar durchaus eine zweckmäßige Vereinfachung, ob derartig erzielte Ergebnisse einer Einflugsimulation und damit durchgeführte Bewertungen der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppeneinfluges realistisch sind, ist bisher jedoch nur ansatzweise untersucht worden.

Die Deformierung der Wirbellinie geht mit einer Änderung des gesamten Strömungsfeldes einher, weshalb vermutet werden kann, dass auch die Charakteristik eines Wirbelschleppeneinfluges von der Wirbeldeformierung beeinflusst wird. Ob dies einen positiven oder negativen Einfluss auf die Auswirkung eines Wirbelschleppeneinfluges besitzt, konnte bisher nicht nachgewiesen werden. Bisherige Studien zeigen tatsächlich einen Einfluss der Wirbeldeformierung auf die Charakteristik eines Einfluges, konnten jedoch kein einheitliches Bild zeichnen.

Die hier beschriebenen Arbeiten entstanden im Rahmen des DLR-Projektes „Wetter & Fliegen“ [13]¹⁵[14]¹⁶, das von 2008 bis 2011 lief, und dem DLR-Vorhaben „Wetteroptimierter Luftverkehr“, das seit 2012 läuft.

¹⁵Institutsbericht des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2011 über die Tätigkeiten des DLR Instituts für Flugsystemtechnik zum Thema Wirbelkrümmung im DLR-Projekt „Wetter & Fliegen“

¹⁶Beitrag des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2012 zum Thema Wirbelkrümmung im Forschungsbericht des Projektes „Wetter & Fliegen“



Abbildung 1.4: Wirbeldeformierung im Reiseflug (Foto: DLR)



Abbildung 1.5: Bildung von Wirbelringen während des Zerfalls (Foto: Mila Zinkova)

1.2 Wissenschaftliche Fragestellung

Das bisherige Fehlen einer umfassenden Kenntnis über die Auswirkung von Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges begründet die Notwendigkeit dieser Arbeit. Allein vom wissenschaftlichen Standpunkt ist die Gewinnung der Kenntnis auf diesem Gebiet von Interesse. Darüber hinaus hat die realistische Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen aus den oben genannten Gründen zurzeit eine starke Relevanz für die zivile Luftfahrt, da gerade in Hinblick auf Staffelungsabstände und den Flottenmix derzeit vieles im Umbruch ist.

Aus diesem Grund beschäftigt sich diese Arbeit mit der grundsätzlichen Frage:

Hat Wirbeldeformierung einen Einfluss auf das Ergebnis einer Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen?

Dieses Thema haben einzelne Studien in der Vergangenheit untersucht, doch sind diese Arbeiten nicht in der Lage ein einheitliches Bild zu zeigen. Die vorliegende Arbeit soll hier eine klare Antwort für diese bisherige Lücke in der Kenntnis über Wirbelschleppen und ihrer Auswirkungen liefern.

Essentiell hierfür ist die Beantwortung der beiden nachfolgenden Fragen:

Wie verändert Wirbeldeformierung die Reaktion des einfliegenden Flugzeuges?

und

Verändert Wirbeldeformierung den Eindruck des Piloten hinsichtlich der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppeneinfluges und wenn ja wie?

Nur über die Beantwortung beider Fragen kann ein umfassendes Verständnis vom Einfluss der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit eines Durchfluges erlangt werden. Hiermit wäre die bisherige wissenschaftliche Kenntnislücke durchaus geschlossen. Für die Anwendung der gewonnenen Kenntnisse in der zivilen Luftfahrt soll in dieser Arbeit darüber hinaus auch folgende Frage beantwortet werden:

Muss Wirbeldeformierung für eine Gefährdungsbewertung berücksichtigt werden oder können geradlinige Wirbelschleppen hierfür als äquivalent angenommen werden?

Hier soll speziell die Auswirkung der Deformierung und die Notwendigkeit ihrer Berücksichtigung für das vom DLR entwickelte Verfahren der Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppen namens SHAPe (*Simplified Hazard Area Prediction*) untersucht werden. Erkenntnisse dieser Untersuchungen können direkt in die weitere Forschung und Entwicklung von boden- oder bordgestützten Systemen für die Prognose und Warnung vor Wirbelschleppen, bzw. die Vermeidung von gefährlichen Wirbeldurchflügen einfließen und sind daher von besonderer Relevanz.

1.3 Aufbau der Arbeit

Die vorliegende Dissertation liefert zunächst eine Einführung in die Motivation und den wissenschaftlichen Hintergrund des Themas. Anschließend folgt in Kapitel 2 eine umfangreiche Erläuterung der für das Verständnis der Arbeit benötigten Grundlagen der Physik der Wirbelschleppe. Es werden ihre Entstehung, ihr Zerfall und die damit einhergehende Deformierung beschrieben.

Kapitel 3 liefert eine Übersicht über die Möglichkeit der Wirbelschleppen- und Einflugsimulation. Hier wird die mathematische Beschreibung von Wirbelschleppen und ihrer aerodynamischen Interaktion mit dem einfliegenden Flugzeug erläutert, die für die Simulation von Wirbelschleppeneinflügen benötigt wird.

In Kapitel 4 wird die Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen, wie sie am DLR Institut für Flugsystemtechnik durchgeführt wird, erläutert. Namentlich ist dies das als SHAPe (*Simplified Hazard Area Prediction*) bezeichnete Gefährdungsraumkonzept. Hier wird erläutert, wie die Gefährlichkeit eines Wirbelschleppeneinfluges quantifiziert werden kann.

Kapitel 5 gibt schließlich eine Übersicht über bisherige Arbeiten zur Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen im Allgemeinen und Gefährdungsbewertungen mit deformierten Wirbeln, um einen Überblick über den Umfang des vorhandenen Wissens zu diesem Thema zu geben und die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit einordnen zu können. Um die bislang durchgeführten Arbeiten zur Wirbeldeformierung im Kontext des derzeitigen allgemeinen Wissensstandes zur Gefährlichkeit von Wirbelschleppen einschätzen zu können, muss an dieser Stelle auch eine Übersicht über bisherige Untersuchungen zur Gefährdungsbewertung unter Verwendung von geradlinigen Wirbeln gegeben werden. Während die Übersicht über Arbeiten mit deformierten Wirbeln den Anspruch auf Vollständigkeit erheben kann, sollte die Übersicht über den allgemeinen Stand der Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppen nicht als vollständig angesehen werden. Es soll hier lediglich ein für das Verständnis der vorliegenden Arbeit notwendiger Überblick gegeben werden.

Kapitel 6 und Kapitel 7 stellen den Hauptteil dieser Arbeit dar und beschreiben die durchgeführten Arbeiten und deren Ergebnisse, aufgeteilt in objektive und subjektive Gefährdungsbewertungen. Um die Gefährlichkeit anhand objektiver Kriterien zu bewerten, wurden umfangreiche Simulationen mit dem am Institut für Flugsystemtechnik entwickelten Simulationsmodell des DLR Forschungsflugzeuges A320 ATRA durchgeführt. Diese Simulationskampagne dient dazu, Unterschiede bei Wirbelschleppendurchflügen mit deformierten und geradlinigen Wirbeln anhand der Flugzeugreaktion, also objektiver Kriterien, zu vergleichen. Um darüber hinaus den subjektiven Eindruck der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges mit deformierten Wirbeln zu untersuchen, wurden außerdem Versuche mit Piloten in einem A330-Simulator, dem DLR AVES-A320-Simulator, sowie mit dem DLR Forschungsflugzeug VFW 614 ATTAS durchgeführt. Bei allen Kampagnen wurden Wirbelschleppeneinflüge im Landeanflug von Piloten subjektiv bewertet. Sowohl für die objektive als auch die subjektive Bewertung der Gefährlichkeit der Wirbeldurchflüge wurden deformierte Wirbel, verschiedenen Alters und somit Deformierungsgrades, sowie zu Vergleichszwecken geradlinige Wirbel verwendet.

Zur Unterstreichung besondere Kernaussagen der Arbeit werden diese in den Ergebniskapiteln (Kapitel 6 und 7) mit einem solchen Streifen hervorgehoben.

Die Schlussfolgerungen zu den gewonnenen Ergebnissen hinsichtlich der wissenschaftlichen Fragestellung der Arbeit, sowie ein Ausblick auf notwendige oder wissenschaftlich interessante, mögliche Folgethemen wird in Kapitel 8 gegeben.

2 Physik der Wirbelschleppe

Die Physik der Wirbelschleppe ist seit Längerem hinlänglich bekannt. Schon sehr früh, in den Anfangstagen der Luftfahrt, wurde die Existenz von Wirbelschleppen als Resultat der Auftriebserzeugung an Tragflügeln entdeckt und wissenschaftlich untersucht (s. Abbildung 2.1). Eine Gefährdung für Flugzeuge stellten Wirbelschleppen zu diesem Zeitpunkt aufgrund der geringen Anzahl an Luftfahrzeugen nicht dar, jedoch waren sie ein wichtiger Teil beim wissenschaftlichen Verständnis der Aerodynamik eines Tragflügels.

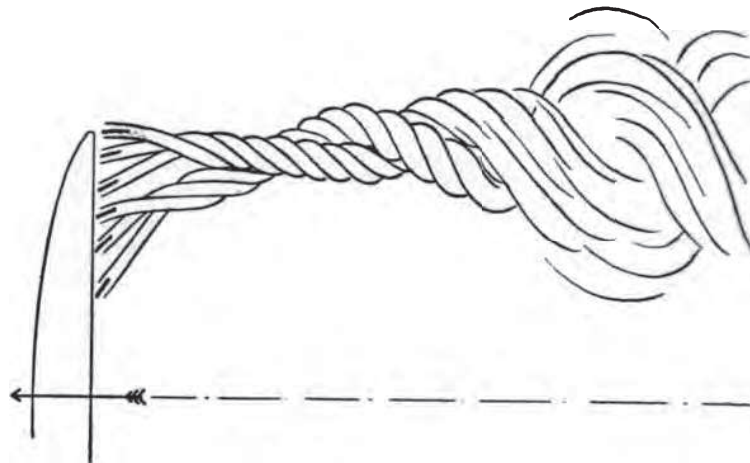


Abbildung 2.1: Zeichnung des Wirbelsystems in der Umgebung eines Flügels von F. W. Lanchester 1907 [15]¹

Lanchester befasste sich bereits 1907 mit der Wirbelschleppe eines Tragflügels [15]. Umfangreiche wissenschaftliche Untersuchungen führten dann in den 1930er Jahren u.a. Prandtl [16]², Kaden [17]³ und Betz [18]⁴ durch, die die Prozesse der Entstehung und des Aufrollen der Wirbel hinter dem Tragflügel eingehend untersuchten und mathematisch beschrieben. Als Teil von

¹Allgemeines Werk von F. W. Lanchester über Aerodynamik aus dem Jahr 1907

²Grundlegende Untersuchungen von L. Prandtl zur Tragflügeltheorie aus dem Jahr 1918

³Dissertation von H. Kaden aus dem Jahr 1931 zum Thema „Aufwicklung einer unstabilen Unstetigkeitsfläche“

⁴Technisches Memorandum des National Advisory Committee for Aeronautics aus dem Jahr 1932 zum Verhalten von Wirbelsystemen

Prandtls Tragflügeltheorie stellen Wirbelschleppen einen essentiellen Anteil bei der Beschreibung der Aerodynamik des endlichen Tragflügels dar.

Die Entwicklung der Wirbelschleppe von ihrer Erzeugung bis hin zum völligen Zerfall wurde in den letzten Jahrzehnten ausgiebig untersucht [19]⁵.

2.1 Entstehung

Schlichting und Truckenbrodt schreiben in Band 2 ihres Buches „Aerodynamik des Flugzeuges“ [20] zur Entstehung der Wirbelschleppe: *„Beim Tragflügel endlicher Spannweite...“* (Abbildung 2.2) *„...ist [...] die Strömung dreidimensional, da die Druckunterschiede zwischen Unter- und Oberseite des Flügels sich an den Flügelfenden ausgleichen und dadurch eine Umströmung der Flügelfenden hervorrufen. Dieser Druckausgleich um die Flügelfenden...“* (Abbildung 2.2b) *„...bewirkt für die Stromfäden oberhalb des Flügels eine Ablenkung nach innen und für diejenigen unterhalb des Flügels eine solche nach außen.“* (Abbildung 2.2c) *„Somit haben die Stromfäden, welche hinter dem Tragflügel wieder zusammentreffen, einen Richtungsunterschied. Sie bilden eine sogenannte Trennungsfläche mit Einwärtsströmung auf der Oberseite und Auswärtsströmung auf der Unterseite.“* (Abbildung 2.2d) *„Die Trennungsfläche hat das Bestreben, sich weiter stromabwärts aufzurollen...“* (Abbildung 2.2e) *„...und zwei diskrete Wirbel mit entgegengesetztem Drehsinn zu bilden, deren Achsen nahezu mit der Anströmungsrichtung zusammenfallen.“* (Abbildung 2.2f) *„Diese beiden Wirbel haben die Zirkulationsstärke Γ . Auf diese Weise erhält man hinter dem Tragflügel zwei sogenannte freie Wirbel, die von den Flügelfenden abgehen und [...] zusammen mit dem gebundenen Wirbel den Hufeisenwirbel bilden.“* (Abbildung 2.3) [20]

Das von Schlichting und Truckenbrodt erwähnte Aufrollen der Trennungsfläche zwischen Stromfäden von oberhalb und unterhalb des Flügels wird von Kaden 1931 in seiner Dissertation zur *„Aufwicklung einer unstabilen Unstetigkeitsfläche“* [17] beschrieben. Das reale Aufrollverhalten ist dabei von der Auftriebsverteilung des Flügels abhängig, also auch ob Hochauftriebsklappen ausgefahren sind oder nicht. Aktuelle Ergebnisse von Strömungssimulationen zeigen, dass für ein Flugzeug der *HEAVY*-Kategorie in Landekonfiguration der Aufrollvorgang nach ca. einer halben Minute abgeschlossen ist [21]⁶. Aus

⁵Vortrag von F. Holzäpfel auf dem WakeNet-EU Workshop 2011 über neueste Erkenntnisse über Topologie und Zerfall von Wirbelschleppen

⁶Konferenzbeitrag von T. Misaka et al. aus dem Jahr 2013 über die Wirbevolution von Hochauftriebskonfigurationen vom Aufrollen bis zum Zerfall

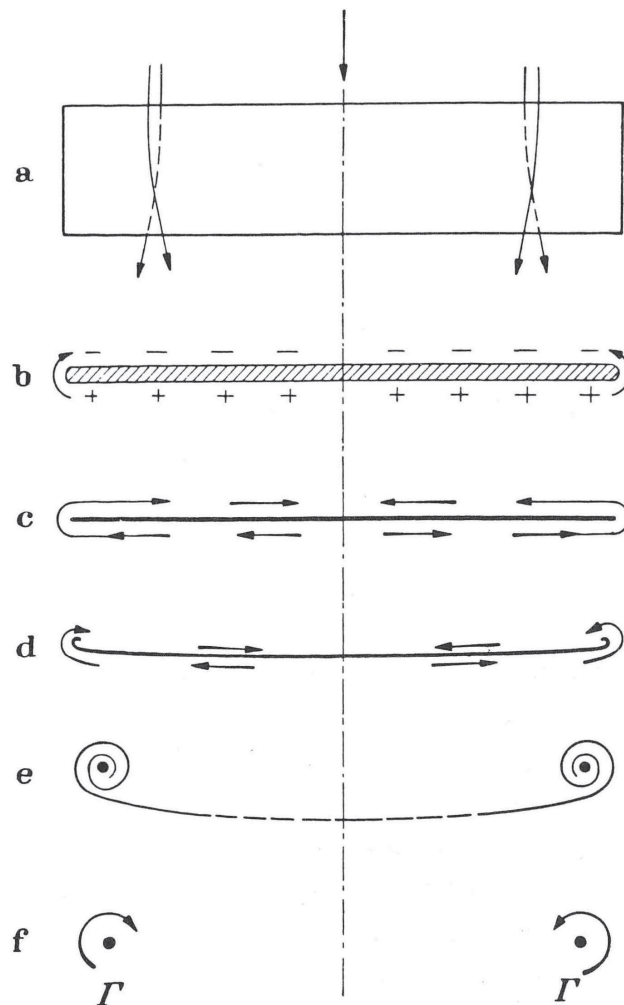


Abbildung 2.2: Entstehung der Wirbelschleppe hinter einem Flügel endlicher Spannweite [20]⁷

diesem Grund wird der Aufrollvorgang in dieser Arbeit nicht betrachtet, da er für den zivilen Luftverkehr nicht relevant ist. Extrem junge, noch nicht gänzlich aufgerollte Wirbelschleppen werden im zivilen Luftverkehr nicht getroffen, da Flugzeuge nicht derart dicht hintereinander fliegen. Für militärische Anwendungen wie Luftbetankung oder Formationsflug ist dieses Stadium der Wirbelschleppe allerdings von Bedeutung. Da der für diese Arbeit im Fokus stehende Effekt der Wirbeldeformierung allerdings erst während des Zerfallsprozesses auftritt, werden hier ausschließlich Einflüge in vollständig aufgerollte Wirbelschleppen betrachtet.

Für aufgerollte Wirbelschleppen stellt die von Schlichting und Truckenbrodt beschriebene Zirkulation ein entscheidendes Maß für die Stärke der

⁷Schlichting, Truckenbrodt „Aerodynamik des Flugzeugs“, zweiter Band

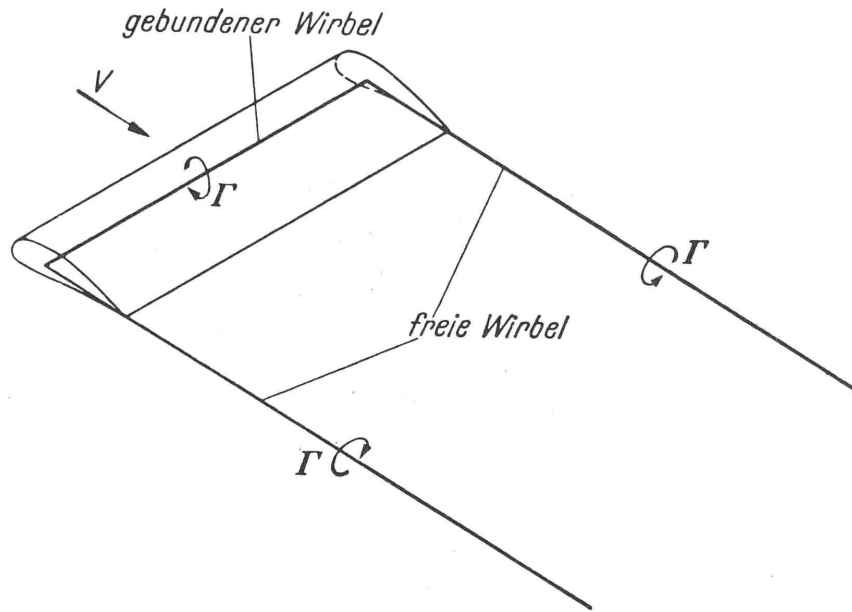


Abbildung 2.3: Wirbelsystem eines Tragflügels endlicher Spannweite [20]

Wirbelschlepe dar. Wie in Abbildung 2.3 zu sehen ist, entspricht die Zirkulation der einzelnen Wirbel der des gebundenen Wirbels, der in der Aerodynamik oft als Äquivalent für den erzeugten Auftrieb verwendet wird. Die Zirkulation der Wirbelschlepe lässt sich somit über den Auftrieb berechnen. Die Bestimmung des Gesamtauftriebs folgt nach dem Satz von KUTTA-JOUKOWSKI durch Integration der Zirkulationsverteilung über die Flügelspannweite b (s. Abbildung 2.4)

$$A = \rho \cdot V \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (2.1)$$

mit der Luftdichte ρ , der Fluggeschwindigkeit V und der Spannweitenkoordinate y . Hieraus folgt für den Auftrieb

$$A = \rho \cdot V \cdot \Gamma_0 \cdot b_0 \quad (2.2)$$

mit dem initialen Wirbelabstand b_0 (in Abbildung 2.4 als b' bezeichnet) und der Anfangszirkulation Γ_0 . Da im unbeschleunigten Flug und für kleine Lage- und Bahnwinkel $A = m \cdot g$ gilt, folgt für die Anfangszirkulation

$$\Gamma_0 = \frac{m \cdot g}{\rho \cdot b_0 \cdot V} \quad (2.3)$$

mit der aktuellen Masse m und der Gravitationskonstanten g .

Der Abstand der Wirbel nach dem Aufrollen entspricht nicht der Spannweite des Flugzeugs (wie in Abbildung 2.3 gezeigt), sondern einem geringeren Wert, da die Wirbellinien sich hinter dem Flugzeug leicht einschnüren. Der initiale Wirbelabstand b_0 beträgt für einen Flügel mit elliptischer Auftriebsverteilung und der Spannweite b [20]

$$b_0 = \frac{\pi}{4}b \quad (2.4)$$

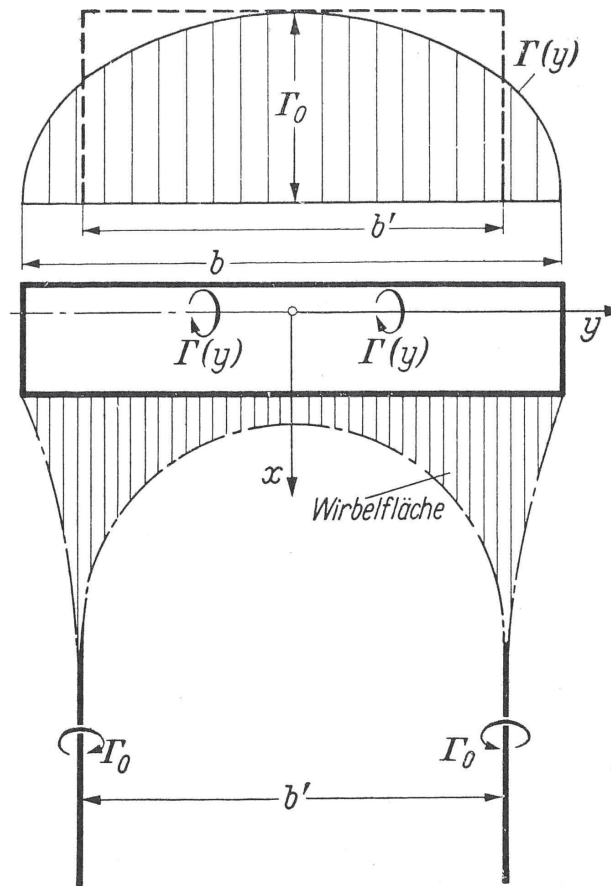


Abbildung 2.4: Tragflügel mit aufgerollter Wirbelfläche [20]

Unter Vernachlässigung des Aufrollprozesses stellen somit zum Zeitpunkt $t_{age} = 0$ die Anfangszirkulation Γ_0 und der initiale Wirbelabstand b_0 den Anfangszustand der Wirbelschlepe für den weiteren Zerfallsprozess dar.

2.2 Zerfall

Nach ihrer Erzeugung zerfallen die Wirbel langsam, was maßgeblich eine Verringerung der Zirkulation bedeutet. Der Zerfall der Wirbel wurde in der

Vergangenheit umfassend untersucht und die physikalischen Zusammenhänge sind hinlänglich verstanden [22]⁸[23]⁹[24]¹⁰[25]¹¹[26]¹².

Um den Zerfallsprozess vergleichbar zu machen, werden die maßgeblichen Größen meist passend normiert. So wird meist die Zirkulation mit der Anfangszirkulation normiert und auch die Zeit, bzw. das Wirbelalter wird üblicherweise normiert [27]¹³:

$$t^* = \frac{t}{t_0} \quad (2.5)$$

$$t_0 = 2 \cdot \pi \cdot \frac{b_0^2}{\Gamma_0} \quad (2.6)$$

Der Ausdruck t_0 , mit dem die Zeit normiert wird, ist dabei die Zeit, die die Wirbelschleppe benötigt, um einen initialen Wirbelabstand b_0 abzusinken.

Abbildung 2.5 zeigt einen realen Zerfallsprozess einer Wirbelschleppe anhand von Messdaten, die mittels LIDAR-Messungen gewonnen wurden. Man kann anhand der Mittelwertlinie in der Abbildung gut erkennen, dass die Zirkulationsabnahme während des Wirbelzerfalls verschiedene Phasen durchläuft. Zunächst nimmt die Zirkulation (in Abbildung 2.5 bis zu einem normierten Wirbelalter von ca. 2,5) relativ langsam ab. In dieser Phase findet der Zerfall lediglich durch Diffusion statt. Nach einiger Zeit setzt dann der sogenannte schnelle Zerfall (engl.: *rapid decay*) ein, bei denen die Wirbel sich auch durch selbstinduzierte Prozesse gegenseitig auflösen. Unterhalb eines gewissen Wertes ist dann durch Messung die Wirbelschleppe nicht mehr zu identifizieren, da sie sich nicht mehr von der Umgebungsturbulenz unterscheiden lässt.

⁸Beitrag von P. B. MacCready, Jr. beim Symposium on Aircraft Wake Turbulence im Jahr 1970 zu den dominanten Mechanismen des Wirbelschleppenzerfalls

⁹Bericht der FAA aus dem Jahr 1979 über den Zerfall von Wirbelschleppen

¹⁰Bericht der FAA aus dem Jahr 1981 über Messungen des Zerfalls der Wirbelschleppen von B-707 und DC-8

¹¹Veröffentlichung von F. Holzäpfel et al. aus dem Jahr 2001 über den turbulenten Zerfall eines Wirbelpaares in stabil geschichteter Umgebung

¹²Veröffentlichung von F. Holzäpfel et al. aus dem Jahr 2003 über die Analyse der Zerfallsmechanismen von Wirbelschleppen in der Atmosphäre

¹³Veröffentlichung von T. Gerz et al. aus dem Jahr 2002 über Flugzeugwirbelschleppen; ein allgemeines Standardwerk über Wirbelschleppen

¹⁴Veröffentlichung von S. Rahm und I. Smalikho aus dem Jahr 2008 über Wirbelschleppmessungen mit LIDAR

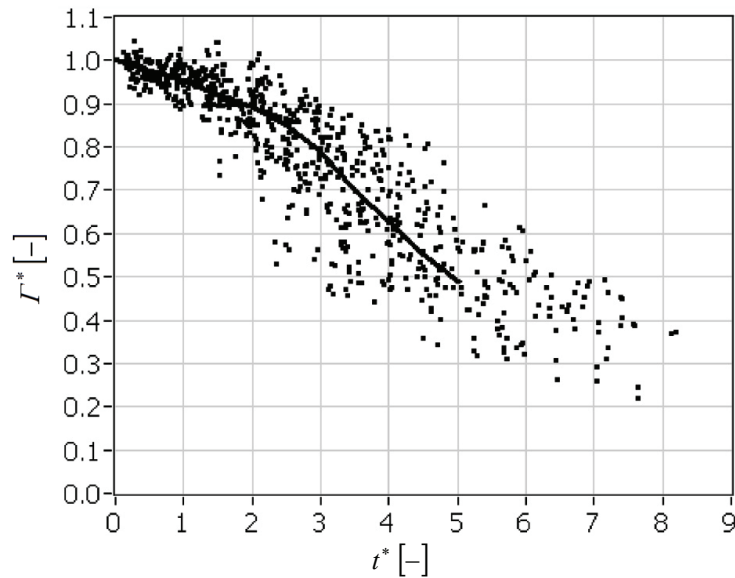


Abbildung 2.5: Normierte Zirkulation als Funktion des normierten Wirbelalters aus LIDAR-Messungen (Mittelwert durchgezogene Linie) [28]¹⁴

Der Gradient der Zirkulationsabnahme, sowie der Zeitpunkt, wann der schnelle Zerfall einsetzt, sind stark abhängig von den atmosphärischen Umgebungsbedingungen. Maßgeblich wird der Zerfall der Wirbelschleppe durch Turbulenz und die vertikale Temperaturschichtung der umgebenden Luft beeinflusst. Dabei lässt sowohl eine stärkere Turbulenz, als auch eine stabiler geschichtete Atmosphäre die Wirbel schneller aufbrechen und zerfallen. Als Maßeinheit für den Einfluss der Turbulenz auf den Wirbelzerfall wird die turbulente Dissipationsrate ε (sog. *eddy dissipation rate*) verwendet. Für diese gilt:

$$\varepsilon = 2\nu \overline{S_{ij} S_{ij}} \quad (2.7)$$

mit der laminaren Viskosität ν und dem Scherratentensor S_{ij} [29]¹⁵. Um zu berücksichtigen, dass stärkere Turbulenz notwendig ist, um größere Flugzeuge zu stören, wird die Energiedissipationsrate üblicherweise mit flugzeugspezifischen Größen normiert

$$\varepsilon^* = \frac{(\varepsilon \cdot b_0)^{\frac{1}{3}}}{w_0} \quad (2.8)$$

¹⁵Dissertation von I. Hennemann aus dem Jahr 2009 über Deformation und Zerfall von Flugzeugwirbelschleppen in turbulenter und stabil geschichteter Atmosphäre

mit dem initialen Wirbelabstand b_0 und der induzierten Absinkgeschwindigkeit w_0 [29] (s. nachfolgendes Kapitel 2.3).

Die sog. BRUNT-VÄISALÄÄ-Frequenz N ist ein Maß für die Temperaturschichtung der Atmosphäre. Die BRUNT-VÄISALÄÄ-Frequenz ist die Frequenz mit der ein aus seinem Ruhezustand vertikal ausgelenktes Fluidteilchen um seine Ausgangsposition schwingen würde. Es gilt:

$$N = \sqrt{\frac{g}{\Theta} \frac{d\Theta}{dz}} \quad (2.9)$$

mit der Erdbeschleunigung g , der potentiellen Temperatur Θ und der Höhe z [27]¹⁶. N wird üblicherweise normiert:

$$N^* = N t_0 \quad (2.10)$$

Beide Größen sind auch für die Deformierung wichtige Einflussgrößen und werden in Kapitel 2.4 nochmals in ihrer Auswirkung hierauf beschrieben.

2.3 Transport

Während des Zerfalls verbleibt die Wirbelschleppe nicht am Ort ihrer Erzeugung. In lateraler Richtung driftet sie mit dem Wind und kann somit gerade in Reiseflughöhen beträchtliche Entfernungen zum ursprünglichen Flugpfad des Erzeugerflugzeuges aufweisen. Zusätzlich zum lateralen Transport durch Wind sinkt die Wirbelschleppe mit der Zeit ab. Dieses Absinken ist selbst-induziert, da sich beide Wirbel im Abwind des jeweils anderen Wirbels befinden. Somit ist das Absinken abhängig von der Wirbelstärke (Zirkulation) und dem Abstand beider Wirbel. Durch das Abnehmen der Zirkulation während des Zerfalls nimmt auch die Sinkgeschwindigkeit der Wirbelschleppe ab. Allgemein gilt für die Sinkgeschwindigkeit der Wirbelschleppe [29]

$$w = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot b_0} \quad (2.11)$$

Unter Verwendung der Anfangszirkulation Γ_0 erhält man die anfängliche, größte Sinkgeschwindigkeit. Diese liegt üblicherweise im Bereich weniger Meter pro Sekunde (für einen A320 im Landeanflug mit $\Gamma_0 = 200 \frac{m^2}{s}$ folgt

¹⁶Veröffentlichung von T. Gerz et al. aus dem Jahr 2002 über Flugzeugwirbelschleppen; ein allgemeines Standardwerk über Wirbelschleppen

$w = 1,2 \frac{m}{s}$, für einen A380 im Reiseflug mit $\Gamma_0 = 900 \frac{m^2}{s}$ folgt $w = 2,3 \frac{m}{s}$). Eine wichtige Einflussgröße für das Absinken der Wirbel stellt auch die Temperaturschichtung der Atmosphäre dar. Je stabiler diese geschichtet ist, umso stärker werden die Wirbel in Realität in ihrem Absinken gebremst [30]¹⁷. Zusätzlich kann auch vertikaler Wind den Transport der Wirbelschleppe beeinflussen. Da dieser jedoch meist gering ist, spielt er beim vertikalen Transport der Wirbelschleppe nur eine untergeordnete Rolle.

Für ein auf derselben Flugbahn fliegendes, nachfolgendes Flugzeug bedeutet der Wirbeltransport somit grundsätzlich etwas positives, da die Wirbelschleppe nicht exakt auf der Flugbahn des Erzeugers verbleibt und bei Erreichen eines nachfolgenden Flugzeuges inzwischen weit genug vom Wind verdriftet oder abgesunken ist, um keine Gefahr mehr darzustellen. Im Anflug kann jedoch durch Rückenwind die Wirbelschleppe an ihrem Ort auf dem Gleitpfad verbleiben und somit eine Gefahr für nachfolgenden Verkehr darstellen [8]¹⁸.

In Bodennähe (unterhalb ungefähr 500 ft über Grund), verhält sich der Wirbeltransport wiederum deutlich anders, so dass es sogar zu einem Wiederaufsteigen der Wirbel kommen kann oder einzelne Wirbel auch mit Wind an ihrem Ort verharren [31]¹⁹. Dies soll im Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht betrachtet werden, da sich in Bodennähe auch die Wirbeldeformierung anders verhalten kann. Um die typischen Deformierungsprozesse (s. nachfolgendes Kapitel 2.4) zu berücksichtigen werden an dieser Stelle nur Wirbeleinflüge außerhalb des Bodeneffekts betrachtet.

2.4 Deformierung

Der Effekt der Wirbeldeformierung während des Zerfalls wurde schon in den 1950er Jahren entdeckt und dokumentiert [32]²⁰. Durch Wirbelvisualisierung bei Flugversuchen wurden sinusförmige Deformierungen und Ringbildungen sichtbar und fotografisch festgehalten (s. Abbildung 2.6). Weitere wissenschaftliche Untersuchungen zu dem Thema wurden zu der Zeit jedoch nicht durchgeführt. Als erstes veröffentlichte S. C. Crow 1970 wissenschaftliche Er-

¹⁷Vom Autor dieser Arbeit betreute Studienarbeit von C. Münster aus dem Jahr 2011 über die Identifizierung eines Modells für gekrümmte Wirbelschleppen

¹⁸Konferenzbeitrag von K.-U. Hahn und C. Schwarz aus dem Jahr 2006, der sich mit dem Einfluss von Wirbelschleppenvermeidung und der Kapazität von Landebahnen beschäftigt

¹⁹Veröffentlichung von F. Holzäpfel und M. Steen aus dem Jahr 2007 über Wirbelschleppenevolution in Bodennähe

²⁰Buch von R. S. Scorer aus dem Jahr 1958 über *Natural Aerodynamics*

gebnisse zu den Prozessen der Wirbeldeformierung [33]. Nach ihm wurde auch die sogenannte CROW-Instabilität benannt, die der treibende Faktor bei der Wirbeldeformierung ist. In der Folge wurde der Effekt der Wirbeldeformierung in den 1970er Jahren ausgiebig untersucht [22]²¹[34]²²[35]²³[36]²⁴[37]²⁵[38]²⁶, so dass die entscheidenden Prozesse seitdem bekannt sind.

Idealerweise kann man verschiedene Phasen der Deformierung unterscheiden (s. Abbildung 2.6):

- Nach der Erzeugung sind die Wirbel zunächst (nahezu) geradlinig
- Durch atmosphärische Störungen angeregt, erzeugt die CROW-Instabilität sinusförmige Deformierung (sog. wellige Wirbel)
- Mit fortschreitender Deformierung wird diese zunehmend selbstinduziert
- Treffen beider Wirbellinien in regelmäßigen Abständen (das sogenannte *Linking*)
- Bildung von Wirbelringen mit zunehmender lateraler Ausdehnung

Diese Phasen lassen sich oftmals mit bloßem Auge am Himmel erkennen, wenn die Wirbelschleppen von Verkehrsflugzeugen durch Kondensstreifen sichtbar werden und diese sich langsam genug auflösen, um den gesamten Zerfallsprozess der Wirbelschleppe zu zeigen. Es kann bei atmosphärischen Bedingungen, die einen schnellen Zerfall der Wirbel fördern, wie z.B. starker Turbulenz, jedoch sein, dass nicht alle oben genannten Phasen durchlaufen werden, da die Wirbel unter Umständen schon zerfallen sind, bevor es überhaupt zu einer Ringbildung kommen kann. Bei solchen stark turbulenten Bedingungen oder im Falle von sehr stabiler Temperaturschichtung der Atmosphäre können ebenfalls sehr außergewöhnliche Deformierungen auftreten.

²¹Symposium on Aircraft Wake Turbulence im Jahr 1970

²²Konferenzbeitrag von A. J. Bilanin und S. E. Widnall aus dem Jahr 1973 zur Dissipation von Wirbelschleppen durch die sinusförmige Instabilität und Aufbrechen der Wirbel

²³Veröffentlichung von I. Tombach aus dem Jahr 1973 über Beobachtungen von atmosphärischen Effekten auf das Verhalten von Wirbelschleppen

²⁴Veröffentlichung von B. G. Eliason et al. aus dem Jahr 1975 über Windkanaluntersuchungen der CROW-Instabilität

²⁵Veröffentlichung von S. C. Crow und E. R. Bate Jr. aus dem Jahr 1976 über die Lebensspanne von Nachlaufwirbeln in einer turbulenten Atmosphäre

²⁶Beitrag von P. L. Bisgood auf dem Symposium on Aircraft Wake Turbulence im Jahr 1970 über Arbeiten des Royal Aircraft Establishment über das Verhalten von Wirbelschleppen

In dieser Arbeit sollen jedoch die oben beschriebenen, typischen Deformierungsphasen untersucht werden, wie sie bei schwacher bis moderater Turbulenz und neutraler Temperaturschichtung der Atmosphäre auftreten und in Abbildung 2.6 zu sehen ist.

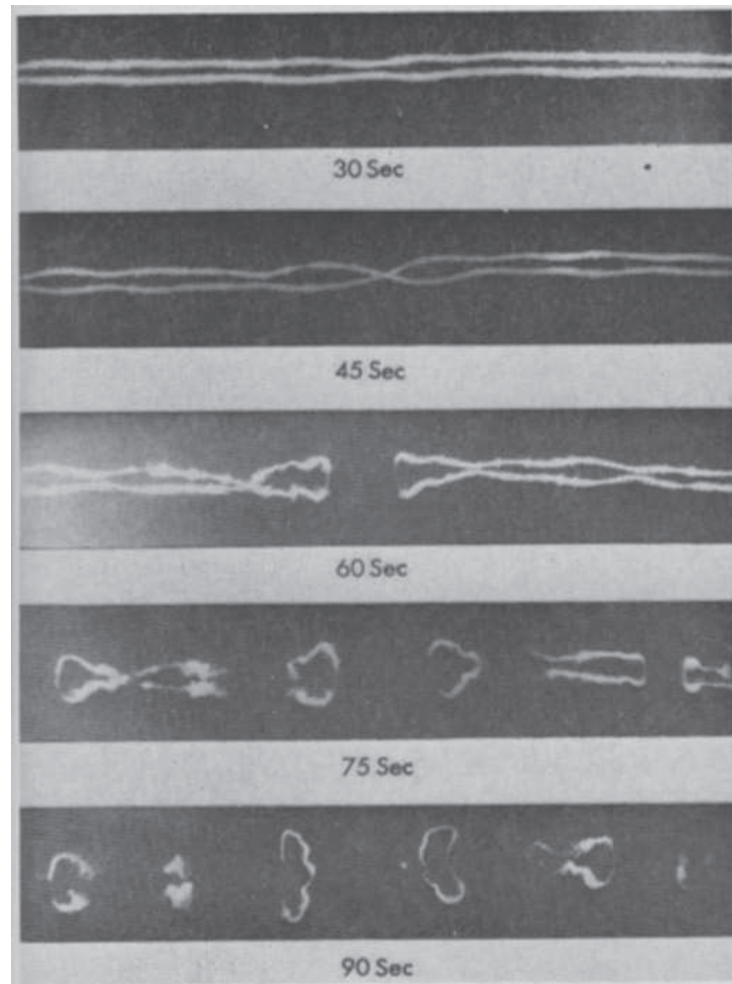


Abbildung 2.6: Fotos des Wirbelschleppenzerfalls einer B-47 [33]²⁷

Crow fand in seinen Untersuchungen u.a. heraus, dass die Wellenlänge welliger Wirbel von der Spannweite des Erzeugers abhängt und $8,6 \cdot b_0$ beträgt [33]. Für einen A340 beträgt diese Wellenlänge somit ca. 400 m. Meist sind dieser sog. CROW-Wellenlänge jedoch ganzzahlige Vielfache überlagert, was auch mit numerischen Strömungssimulationen wie Large-Eddy-Simulationen abgebildet werden kann. Die dominierende Instabilität ist jedoch die langwellige CROW-Schwingung. Ebenso konnte Crow zeigen, dass die Entwicklung

²⁷Veröffentlichung von S. C. Crow aus dem Jahr 1970 zur Physik der Wirbeldeformierung „Stability Theory for a Pair of Trailing Vortices“

der Deformierung um einen Faktor 26 langsamer stattfindet als das Aufrollen der Wirbel nach ihrer Erzeugung. So gilt nach Crow für die Anfachung der Schwingung [33]

$$a^{-1} = 9,4 \frac{\Lambda}{C_A} \frac{b_0}{V} \quad (2.12)$$

mit der Flügelstreckung Λ , dem Auftriebsbeiwert C_A , dem initialen Wirbelabstand b_0 und der Fluggeschwindigkeit V . Vergleichsweise führt Crow an, dass die Zeit, in der das Aufrollen der Wirbel nach der Erzeugung stattfindet, $0,36(\frac{\Lambda}{C_A} \frac{b_0}{V})$ beträgt. Ein weiteres Ergebnis von Crows Untersuchungen ist die Inklinatation der Ebene, in der die sinusförmige Deformierung welliger Wirbel auftritt. Diese beträgt nach Crow 48° [33].

Wie auch für den Zerfall (s. Kapitel 2.2), so sind auch für die Wirbeldeformierung Turbulenz und Temperaturschichtung die maßgeblichen Einflussfaktoren. Dabei vergrößert stärkere Turbulenz die Wachstumsrate der Schwingungsamplituden der CROW-Instabilität [30]²⁸, wohingegen bei stabiler werdender Temperaturschichtung die kurzwelligen Instabilitäten im Verhältnis zu den langwelligen Instabilitäten ausgeprägter werden. Beide Größen sorgen somit für eine schnellere und stärkere Deformierung der Wirbel, beschleunigen aber auch den Zerfall.

In Abbildung 2.5 wurde der oft als typisch bezeichnete zweiphasige Zerfall einer Wirbelschleppe gezeigt. Diese Darstellung des Zerfalls in zwei Phasen entsteht jedoch nur durch die Art der Messung. Tatsächlich kann man jedoch oftmals eher von einem dreiphasigen Zerfall sprechen [39]²⁹, wie er in Abbildung 2.7 zu erkennen ist. Abbildung 2.7 zeigt Zirkulationsverläufe als Ergebnis von Large-Eddy-Simulationen in Abhängigkeit verschiedener Energiedissipationsraten und Temperaturschichtungen. Für jede atmosphärische Bedingung sind dabei zwei Kurven gezeichnet, deren Zirkulationsverläufe sich meist ab einem gewissen Wirbelalter trennen. Die Kurve mit Markierungen zeigt die durchschnittliche normierte Zirkulation über die Radien von 5 m bis 15 m in Richtung der Wirbellinie $\tilde{\Gamma}_{5-15}^*$, wohingegen die durchgezogenen Kurven die durchschnittliche normierte Zirkulation über die Radien von 5 m bis 15 m rechtwinklig zur Flugrichtung des Erzeugers Γ_{5-15}^* zeigt, was der üblichen Messrichtung durch LIDAR-Geräte entspricht. Die zum Teil großen Unterschiede zwischen den jeweiligen Kurven entstehen durch die Wirbeldeformierung, da bei zunehmender Deformierung die Wirbellinie lokal nicht

²⁸Vom Autor dieser Arbeit betreute Studienarbeit von C. Münster aus dem Jahr 2011 über die Identifizierung eines Modells für gekrümmte Wirbelschleppen

²⁹Konferenzbeitrag von F. H. Proctor et al. aus dem Jahr 2010 über dreiphasigen Zerfall

mehr in Flugrichtung des Erzeugers zeigt. Eine Messung mittels LIDAR, wie in Abbildung 2.5 gezeigt, kann daher bei deformierten Wirbeln nur Anteile der Zirkulation in Messrichtung (meist rechtwinklig zur Flugbahn des Erzeugers) messen. Der Messung bleibt somit meist verborgen, dass die Zirkulation von Wirbelringen in Bereichen rechtwinklig zur Flugbahn des Erzeugers noch länger hoch bleibt.

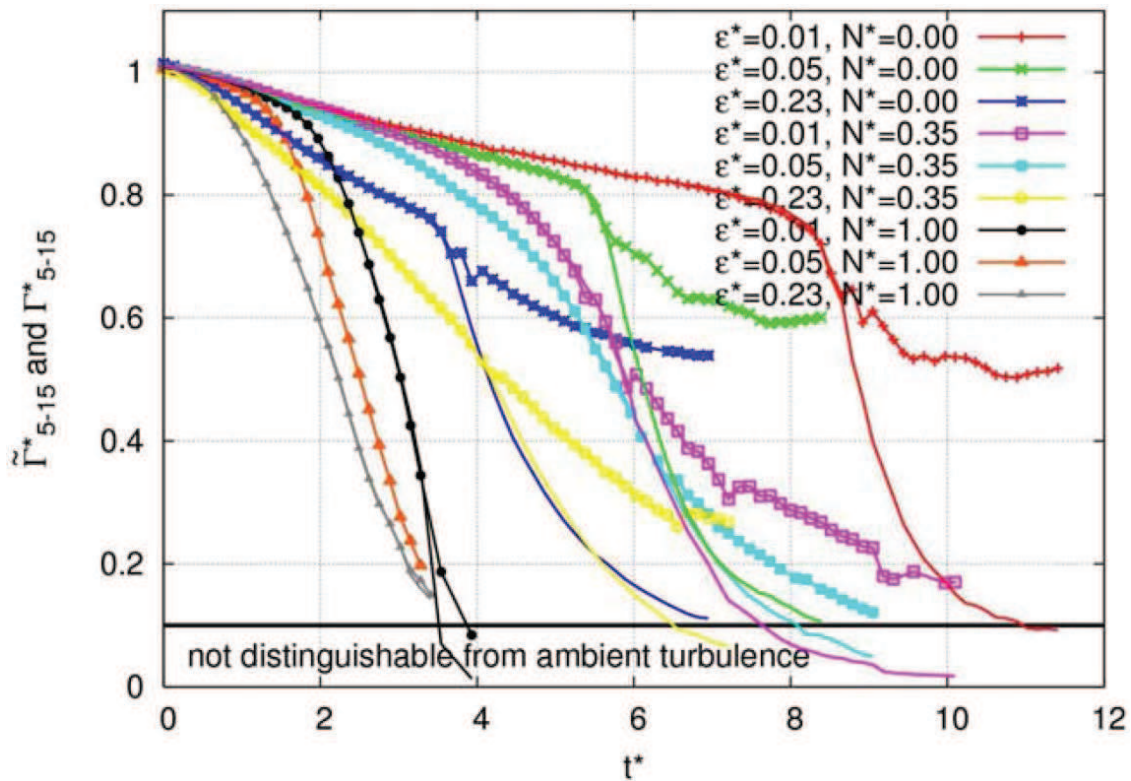


Abbildung 2.7: Zirkulationsverläufe bei verschiedenen Atmosphärenbedingungen aus Large-Eddy-Simulationen (LES) [40]³⁰

Die im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten verwendeten Wirbel entsprechen der dunkelblauen Linie in Abbildung 2.7 mit $\varepsilon^* = 0,23$ und $N^* = 0$ (s. Kapitel 3.1.2). Man erkennt gut die großen Unterschiede der beiden Kurven für die verwendeten Wirbel nach dem *Linking*. Dies bedeutet, dass die Zirkulation in Flugrichtung des Erzeugers deutlich niedriger ist als rechtwinklig dazu, was wie oben beschrieben auf ein ausgeprägtes Ringstadium hindeutet. Diese Wirbel sind, wie in Kapitel 3.1.2 erläutert wird, nicht nur typisch für die untersuchte Flugphase, sondern sind aufgrund ihrer Deformierungscharakteristik auch in besonderer Weise für eine Untersuchung der

³⁰Konferenzbeitrag von F. Holzäpfel et al. aus dem Jahr 2010 über Topologie, Zirkulation und turbulente Austauschprozesse von Wirbelschleppen

Auswirkung der Deformierung geeignet, da sie alle relevanten Deformierungsphasen typisch abbilden.

Seit den 1990er Jahren ist man in der Lage, Deformierung in numerischen Strömungssimulationen (z.B. LES, vgl. Kapitel 3.1.2) abzubilden [41]³¹[42]³²[43]³³. Auf diese Art konnte der Deformierungsprozess genauer untersucht werden und ist heute, wie andere Zerfallsprozesse, hinlänglich bekannt. Die Auswirkung der Deformierung auf die Reaktion einfliegender Flugzeuge und deren daraus resultierende Gefährdung wurde jedoch nur wenig untersucht (s. Kapitel 5).

³¹Veröffentlichung von J. D. Crouch aus dem Jahr 1997 über Instabilität und transientes Wachsen zweier Nachlaufwirbel

³²Veröffentlichung von L. Jacquin et al. aus dem Jahr 2003 über Instabilität und Unstetigkeit von Flugzeugwirbelschleppen

³³Konferenzbeitrag von I. Hennemann aus dem Jahr 2008 über Effekte der Turbulenz auf Deformierung und Zerfall von Wirbelschleppen

3 Einflugsimulation

Für dynamische Einflugsimulationen benötigt man neben einem Simulationsmodell des einfliegenden Flugzeugs weitere mathematische Modelle für die Wirbelschleppe selber und deren Interaktion mit der Aerodynamik des einfliegenden Flugzeugs. Die Modellierung der Wirbelschleppe kann dabei auf vielfältige Art geschehen. In diesem Kapitel sollen typische Wirbelmodelle beschrieben und verglichen werden, um die Entscheidung für das hier verwendete Modell zu erläutern. Anschließend wird das im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten verwendete aerodynamische Interaktionsmodell (AIM) beschrieben.

3.1 Wirbelmodelle

Zur mathematischen Beschreibung des Strömungsfeldes einer Wirbelschleppe benötigt man verschiedene Submodelle. So ist ein Modell für die radiale Verteilung der Tangentialgeschwindigkeit (Geschwindigkeitsverteilungsmodelle) notwendig. Hier existieren verschiedene Modellansätze, die sich hauptsächlich in der Beschreibung der Strömungsgeschwindigkeit im Bereich des Wirbelkerns unterscheiden.

Möchte man bei einer Einflugsimulation die Wirbeldeformierung berücksichtigen, wird darüber hinaus noch ein Modell benötigt, das den Verlauf der Wirbellinie beschreibt. Für eine komplette Beschreibung der Wirbelströmung während des gesamten Zerfalls wird außerdem ein Modell des Wirbelzerfalls (maßgeblich die zeitliche Änderung von Wirbelparametern wie Zirkulation, Kernradius, etc.) benötigt. Dies wird für den Fall der Einflugsimulation jedoch nicht explizit als Teil der Simulation benötigt, da davon ausgegangen werden kann, dass beim Durchflug durch die Wirbelschleppe die Verweildauer im gestörten Strömungsfeld nur relativ kurz ist. Unter Annahme ähnlicher Fluggeschwindigkeiten von Erzeuger und einfliegendem Flugzeug kann davon ausgegangen werden, dass während des Durchfluges keine wesentliche Alterung und damit kaum ein nennenswerter Zerfall geschieht. Aus diesem Grund können die benötigten Parameter (wie z.B. Zirkulation) mit einem entspre-

chenden Wirbelzerfallsmodell vorab für ein bestimmtes Wirbelalter berechnet und anschließend unverändert in der Simulation verwendet werden.

3.1.1 Analytische Modelle

Das Geschwindigkeitsfeld einer Wirbellinie lässt sich mit dem Satz von BIOT-SAVART berechnen.

$$V_T = \frac{\Gamma}{4 \cdot \pi} \oint \frac{\mathbf{r} \times d\mathbf{s}}{r^3} \quad (3.1)$$

Die Herleitung hierzu ist in Schlichting-Truckenbrodt [44] gegeben und wird in Abbildung 3.1 veranschaulicht.

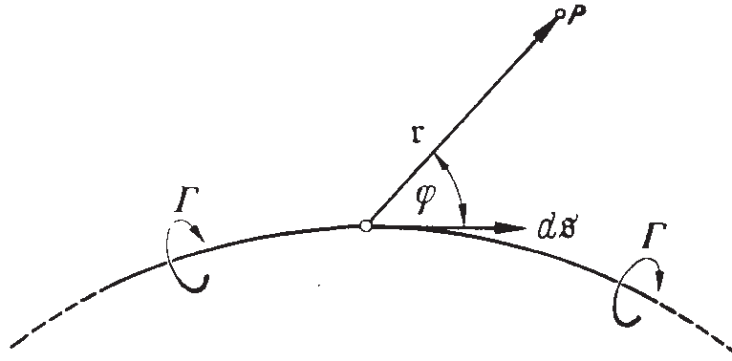


Abbildung 3.1: Zum Gesetz von BIOT-SAVART für eine räumliche Wirbellinie [44]¹

Für eine unendlich lange, geradlinige Wirbellinie lässt sich das Linienintegral aus Gl. 3.1 analytisch lösen und man erhält die Beschreibung der radialen Verteilung der Tangentialgeschwindigkeit für den Potentialwirbel [44]. Dieses Geschwindigkeitsfeld ist in Richtung der Wirbellinie indifferent, weswegen die Strömungsgeschwindigkeit in einem Punkt im Raum lediglich eine Funktion des rechtwinkligen Abstandes r zur Wirbellinie ist.

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \quad (3.2)$$

Der Potentialwirbel besitzt jedoch eine Unstetigkeit bei $r = 0$, wo die Geschwindigkeit unendlich wird. Dies ist bei realen Wirbeln aufgrund der Reibung der Luft nicht der Fall, weshalb reale Wirbel einen Wirbelkern mit

¹Schlichting, Truckenbrodt „Aerodynamik des Flugzeugs“, erster Band

einem Kernradius r_c besitzen (s. Abbildung 3.2). Die Tangentialgeschwindigkeit ist in diesem Fall bei $r = r_c$ maximal und bei $r = 0$ ist auch die Geschwindigkeit $V_T = 0$.

Zur Berücksichtigung der Geschwindigkeitsverteilung im Kernbereich existieren verschiedene Modellansätze. Manche Modelle unterscheiden dabei zwischen der Geschwindigkeitsverteilung innerhalb und außerhalb des Kerns, andere decken beide Bereiche mit einer Gleichung ab. Im Folgenden sind die üblicherweise verwendeten Modelle aufgelistet [27]².

BURNHAM-HALLOCK [24][23]³:

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \frac{r^2}{r^2 + r_c^2} \quad (3.3)$$

LAMB-OSEEN [45][46]⁴:

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot (1 - e^{-1,2526(\frac{r}{r_c})^2}) \quad (3.4)$$

WINCKELMANS [47]⁵:

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot (1 - e^{-\frac{\beta_i(\frac{r}{b})^2}{(1+(\frac{\beta_i}{\beta_o}(\frac{r}{b})^{\frac{5}{4}})^p)^{\frac{1}{p}}}}) \quad (3.5)$$

mit $\beta_o = 10$, $\beta_i = 500$ und $p = 3$ [27][47].

RANKINE [27]⁶:

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \quad (\text{für } r > r_c) \quad (3.6)$$

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot \frac{r^2}{r_c^2} \quad (\text{für } r \leq r_c) \quad (3.7)$$

²In der Veröffentlichung von T. Gerz sind alle folgenden Wirbelmodelle aufgelistet

³Berichte der FAA von D. C. Burnham und J. N. Hallock aus dem Jahr 1982

⁴Bericht von C. W. Oseen über Hydrodynamik aus dem Jahr 1911 und Buch von H. Lamb über Hydrodynamik aus dem Jahr 1932

⁵Vortrag von G. Winckelmans auf dem WakeNet-EU Workshop im Jahr 2000 über parametrische Modelle von Wirbelschleppen

⁶Da für den Rankine-Wirbel keine eigenständige Quelle angegeben werden kann, wird hier T. Gerz zitiert

PROCTOR [48]⁷:

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot (1 - e^{-11,8826(\frac{r}{r_c})^{0,75}}) \quad (\text{für } r > r_c) \quad (3.8)$$

$$V_T(r) = \frac{\Gamma}{2 \cdot \pi \cdot r} \cdot (1 - e^{-1,2526(\frac{r}{r_c})^2}) \quad (\text{für } r \leq r_c) \quad (3.9)$$

3.1.1.1 Geradlinige Wirbelschleppen

Für die Modellierung von geradlinigen Wirbelschleppen werden die Strömungsgeschwindigkeiten zweier unendlich langer Wirbellinien mit einem der oben genannten radialen Tangentialgeschwindigkeitsmodelle superponiert. An einem Punkt im Raum berechnet sich der Geschwindigkeitsvektor somit als Summe der Geschwindigkeitsvektoren beider Einzelwirbel in Abhängigkeit der Zirkulation der Einzelwirbel (die meist denselben Betrag aber unterschiedliche Vorzeichen für beide Wirbel besitzt) und dem Abstand der Wirbel (meist mit $b_0 = \frac{\pi}{4}b$ angenommen).

Bis auf den Potentialwirbel sind die oben aufgeführten Geschwindigkeitsverteilungen in Abbildung 3.2 gezeigt. Die Wirbel haben hierbei alle dieselbe Zirkulation und denselben Kernradius. Man kann hier sehr gut erkennen, dass der maßgebliche Unterschied zwischen den Modellen in der Beschreibung des Wirbelkerns ist.

Für die hier beschriebenen Untersuchungen wurde im Fall von geradlinigen Wirbeln ausschließlich das Modell nach BURNHAM-HALLOCK verwendet. Parameteridentifizierungen anhand von Flugmessdaten haben gezeigt, dass dieses Modell am besten geeignet ist, die reale Geschwindigkeitsverteilung einer Wirbelschleppe abzubilden [49]⁹[50]¹⁰.

3.1.1.2 Deformierte Wirbelschleppen

Für die Berechnung des Geschwindigkeitsfeldes deformierter Wirbelschleppen kann das Gesetz von BIOT-SAVART (Gl. 3.1) nicht mehr analytisch gelöst

⁷Konferenzbeitrag von F. H. Proctor aus dem Jahr 1998 über Arbeiten zur Wirbelmodellierung durch die NASA

⁸Vom Autor dieser Arbeit betreute Studienarbeit von C. Münster aus dem Jahr 2011 über die Identifizierung eines Modells für gekrümmte Wirbelschleppen

⁹Konferenzbeitrag von D. Fischenberg aus dem Jahr 2002 über die Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten

¹⁰Veröffentlichung von R. Jategaonkar et al. aus dem Jahr 2004 über Systemidentifizierung aus Flugmessdaten

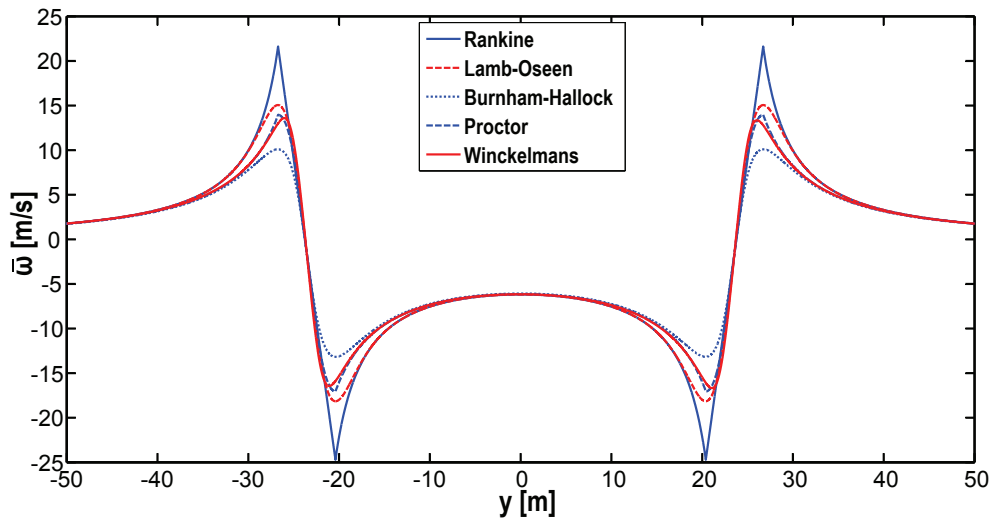


Abbildung 3.2: Radiale Geschwindigkeitsverteilung eines Wirbelpaares mit verschiedenen Wirbelmodellen [30]⁸

werden, da die Wirbellinie nicht unbedingt analytisch beschrieben werden kann. Aus diesem Grund bietet es sich an, für die Modellierung von deformierten Wirbelschleppen die Wirbellinie zu diskretisieren und aus einer endlichen Anzahl, differentiell kleiner, geradliniger Wirbelelemente zusammenzusetzen. Für jedes einzelne Wirbelelement kann somit der Anteil am Geschwindigkeitsfeld mit einem der oben genannten Modellansätze zur Beschreibung der Tangentialgeschwindigkeit berechnet werden. Die Berechnung des Geschwindigkeitsfeldes deformierter Wirbelschleppen ist somit letztlich eine Frage der Modellierung der Wirbellinie. Hierfür werden mindestens zwei grundlegend unterschiedliche Ansätze für die beiden verschiedenartigen Erscheinungsformen benötigt, nämlich für wellige Wirbel und für Ringwirbel.

Die ersten, die ein analytisches Modell deformierter Wirbelschleppen für eine Flugzeugsimulation verwendet haben, waren Loucel und Crouch [51][52]¹¹. Diese haben als radiales Geschwindigkeitsmodell den RANKINE-Wirbel (Gl. 3.6 u. 3.7) verwendet und die Position der Wirbellinie mit einem einfachen Kosinusansatz in y und z modelliert. Außerhalb des für die Durchflugsimulation relevanten Bereichs wurden die Wirbel als geradlinig modelliert. Einen ähnlichen Ansatz wie Loucel und Crouch wählten Bieniek und Luckner [53][54][55]¹² für ihr Modell deformierter Wirbelschleppen, wobei sie je-

¹¹Konferenzbeitrag und Veröffentlichung von R. E. Loucel und J. D. Crouch aus den Jahren 2004 und 2005 über eine Flugsimulatorstudie zu Wirbelschleppendurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen

¹²Konferenzbeiträge und Veröffentlichung von D. Bieniek und R. Luckner aus den Jahren 2012 und 2014 über Modellierung von deformierten Wirbelschleppen und Simulation von

doch vornehmlich das Geschwindigkeitsverteilungsmodell nach BURNHAM-HALLOCK verwenden. Abbildung 3.3 zeigt die Geometrie der Wirbellinie von welligen Wirbeln und Ringwirbel nach Bieniek / Luckner, bzw. Loucel / Crouch.

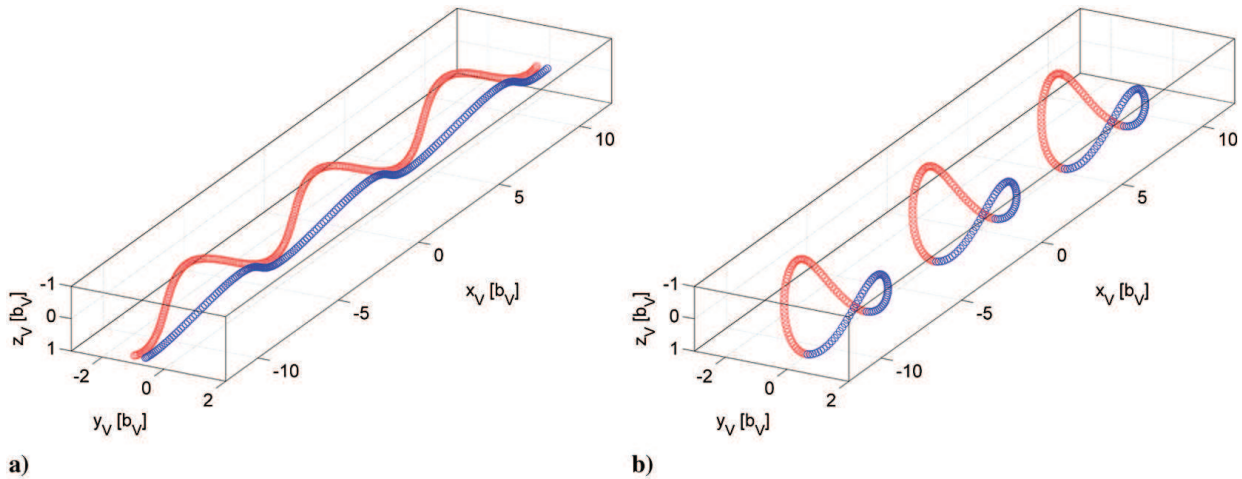


Abbildung 3.3: Modelle für die Geometrie der Wirbellinie von welligen Wirbeln (a) und Wirbelringen (b) nach Bieniek und Luckner [53], bzw. Loucel und Crouch

Im Rahmen des DLR-Projektes „Wetter & Fliegen“, das von 2008 bis 2011 lief, wurde ebenfalls ein analytisches Modell für deformierte Wirbelschleppen entwickelt. Dieses Modell ist grundsätzlich ähnlich aufgebaut, wie das von Bieniek / Luckner, bzw. Loucel / Crouch, wurde aber um weitere Sinus-Funktionen erweitert, so dass auch höherfrequente Instabilitäten abgebildet werden können. Die Parameter des Modells wurden von Münster anhand von LES-Daten identifiziert [30]. Das Modell ist somit in der Lage, für verschiedene atmosphärische Bedingungen die dadurch resultierende, unterschiedliche Deformierung während des Zerfalls der Wirbelschleppe abzubilden. Eine genaue Beschreibung des Modells und der Identifizierung sind [56]¹³ und [30] zu entnehmen. Abbildung 3.4 zeigt eine exemplarische Geometrie der Wirbellinien von welligen Wirbeln.

Das Modell ist für die hier beschriebenen Arbeiten nicht verwendet worden, da es anhand der vorliegenden LES (s. nachfolgendes Kapitel 3.1.2) identifiziert wurde und somit keine Vorteile gegenüber der Verwendung der LES-Daten selber bringt.

Durchflügen

¹³Institutsbericht des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2010 über die Entwicklung eines analytischen Modells zur Berechnung deformierter Wirbelschleppen

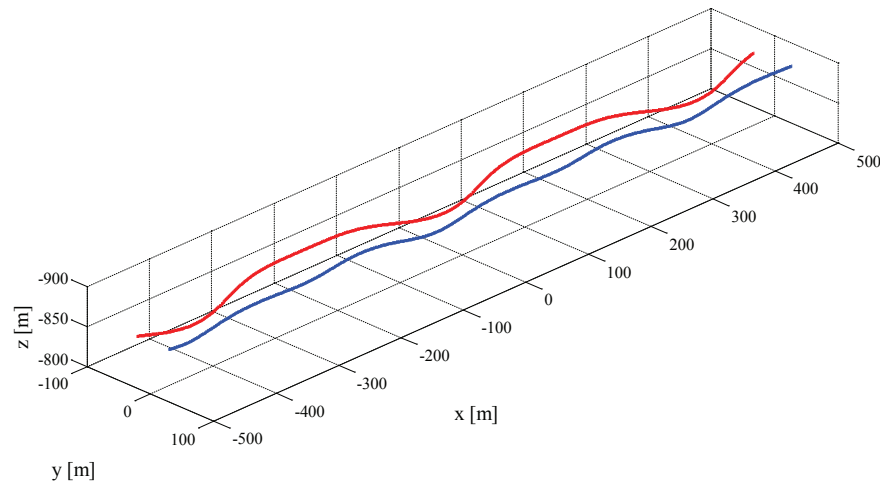


Abbildung 3.4: Beispiel für die Geometrie der Wirbellinie von welligen Wirbeln von Vechtel und Münster [30]

3.1.2 Large-Eddy-Simulationen

Eine sehr realistische Möglichkeit, Wirbeldeformierung zu simulieren, stellen Large-Eddy-Simulationen (LES) dar. Diese sind eine numerische Strömungssimulation bei der insbesondere die zeitliche Entwicklung des Strömungsfeldes und somit Effekte wie Wirbelzerfall und -deformierung sehr wirklichkeitsnah abgebildet werden können. Auf eine detaillierte, allgemeine Beschreibung von LES soll an dieser Stelle verzichtet werden, lediglich auf die Besonderheiten der hier verwendeten LES wird in diesem Kapitel eingegangen. Die Ergebnisse der LES, die Grundlage sämtlicher hier beschriebener Untersuchungen sind, wurden im Rahmen des bereits erwähnten DLR-Projektes „Wetter & Fliegen“ von Ingo Hennemann am DLR Institut für Physik der Atmosphäre durchgeführt. Für eine detaillierte Beschreibung dieser LES soll hier auf seine Dissertation verwiesen werden [29].

Abbildung 3.5 zeigt einen Wirbelring als Ergebnis der von Hennemann durchgeführten LES und im Vergleich dazu ein Foto von realen Wirbelringen einer Wirbelschlepe. Der Vergleich zeigt eindrucksvoll die Realitätsnähe der LES.

Bei dem in Abbildung 3.5 gezeigten LES-Ringwirbel ist der Zirkulationsverlauf entlang der Wirbellinie farblich gekennzeichnet. Gut zu erkennen ist, dass die Zirkulation im Seitenbereich des Rings bereits stärker abgenommen hat (blau), als im Bereich quer zur Flugrichtung des Erzeuger (gelb), also dort wo das *Linking* stattgefunden hat. Hier bleibt die Zirkulation vergleichsweise hoch. Aus diesem Grund kann man, wie in Kapitel 2.4 beschriebenen, eher

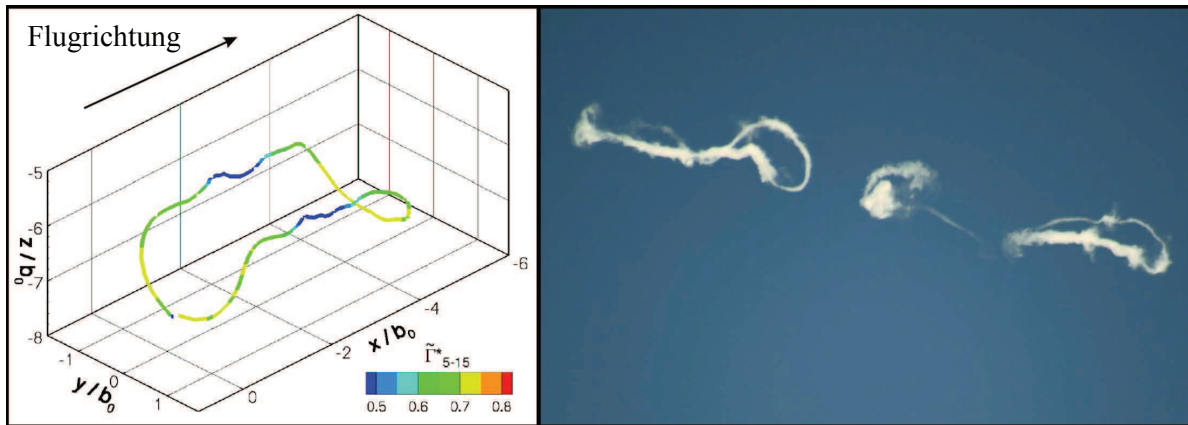


Abbildung 3.5: Vergleich von Wirbelringen aus LES und in Realität (Foto: Mila Zinkova)

von einem dreiphasigen Zerfall sprechen, der somit eine Konsequenz der Wirbeldeformierung und der damit einhergehenden Variabilität der Zirkulation entlang der Wirbellinie ist. LIDAR-Messungen senkrecht zur Flugrichtung des Erzeugers sind nicht in der Lage diese Zirkulationsbereiche zu erkennen, weshalb die Zirkulation von Wirbelringen unterbewertet werden kann. Analytische Wirbelmodelle berücksichtigen diesen Umstand üblicherweise nicht, da sie eine konstante Zirkulation entlang der Wirbellinie annehmen. Dies ist also ein großer Vorteil bei der Verwendung von LES-Ergebnissen für die Durchflugsimulation, da dieser Effekt inhärent mitberücksichtigt wird.

Die hier verwendeten LES wurden mit dem numerischen Code LESTUF durchgeführt. Vor der eigentlichen Wirbelsimulation wurden dabei Simulationen ohne Wirbel gestartet, um die atmosphärische Turbulenz in der Simulationsdomäne anzupassen. Sobald die Turbulenz voll entwickelt war, wurden die Wirbel mit einem Geschwindigkeitsverteilungsmodell nach LAMB-OSEEN initialisiert (s. Kapitel 3.1.1.1). Die hier beschriebenen Durchflugsimulationen mit geradlinigen Wirbeln wurden mit einem Geschwindigkeitsverteilungsmodell nach BURNHAM-HALLOCK, wie in Kapitel 3.1.1.1 erwähnt, durchgeführt, da dieses besser zu Ergebnissen passt, die aus Flugversuchen gewonnen wurden [49][50]¹⁴. Beide Modelle unterscheiden sich lediglich im Bereich des Wirbelkerns (s. Abbildung 3.2). Zusätzlich nähern sich beide Modelle während des Wirbelzerfalls an, so dass zu größeren Wirbelaltern, die hier aufgrund der üblichen Staffelungsabstände von Relevanz sind, der Unterschied zwischen beiden Modellen vernachlässigt werden kann.

¹⁴Veröffentlichungen von D. Fischenberg und R. Jategaonkar aus den Jahren 2002 und 2004 zur Identifizierung von Wirbelschleppen aus Flugmessdaten

Ergebnisse der von Hennemann durchgeführten LES sind 3-D-Windfelder für einzelne diskrete Wirbelalter. Für jedes Wirbelalter sind die Geschwindigkeitskomponenten u , v und w in einem 3-D-Gitternetz mit einer Gitternetzweite von 1 m gegeben. Mit einer normierten Energiedissipationsrate von $\varepsilon^* = 0,23$ und einer normierten BRUNT-VÄISALÄÄ-Frequenz von $N^* = 0$ repräsentieren die hier verwendeten LES moderate Turbulenz mit neutraler Temperaturschichtung und stellen somit ein typisches Szenario für untere Atmosphärenschichten dar [57]¹⁵.

Aus numerischen Gründen (maßgeblich eine Frage der Rechenkapazität) wurde für die LES eine Länge der Rechendomäne in Flugrichtung von 400 m gewählt. Dies ist für die LES selber ausreichend, da diese Länge einer CROW-Wellenlänge für das simulierte Flugzeug (*HEAVY*-Kategorie mit Spannweite von 60,3 m) entspricht und somit die relevanten Effekte der Wirbeldeformierung abgebildet werden können. Für eine Flugzeugsimulation, bei der ein Durchflug durch die Wirbelschleppe simuliert werden soll, reicht diese Länge jedoch nicht aus, da ein Durchflug bei kleinen Einflugwinkeln üblicherweise länger als 400 m ist. Die Domäne der LES ist jedoch mit zyklischen Grenzen ausgestattet, was bedeutet, dass die Strömung, die an einer Seitenfläche der Domäne austritt auf der gegenüberliegenden Fläche wieder in die Domäne eintritt. Aus diesem Grund kann ein Strömungsfeld mehrfach hintereinander gereiht werden. Auf diese Weise entsteht eine unendlich lange Wirbelschleppe aus der wiederholten Sequenz eines Wirbelalters und seiner deformierten Geometrie. Die Annahme, dass sich das Wirbelalter, und damit der Deformierungsgrad, während des Durchfluges nicht ändert, kann getroffen werden, wenn sowohl Erzeuger als auch einfliegendes Flugzeug mit annähernd derselben Geschwindigkeit fliegen. Dies ist für die hier untersuchte Flugphase des Anfluges typisch.

Abbildung 3.6 zeigt exemplarisch vier LES-Geschwindigkeitsfelder zu verschiedenen Wirbelaltern mit typischen Deformierungsgraden unter den oben genannten atmosphärischen Randbedingungen. Gezeigt ist in Abbildung 3.6 die Iso-Oberfläche einer Strömungsgeschwindigkeit von 6 m/s. Bei einem Wirbelalter von $t_{age} = 16s$ (oben links in Abbildung 3.6) ist zu erkennen, dass die Wirbelschleppe noch nahezu geradlinig ist. Einzelne Störungen sorgen aber auch zu diesem sehr jungen Wirbelalter schon für einzelne Deformierungen. Für die zivile Luftfahrt spielt dieses Wirbelalter keine Rolle, da hintereinander fliegende Flugzeuge nicht derart dicht gestaffelt werden, dass sie so

¹⁵Veröffentlichung von M. Frech et al. aus dem Jahr 2007 über eine hochauflösende Wetterdatenbank für das Gebiet des Flughafen Frankfurt

junge Wirbel treffen könnten. Bei einem Wirbelalter von 80 s (oben rechts in Abbildung 3.6) ist deutlich die sinusförmige Deformierung der Wirbellinie durch die CROW-Instabilität zu erkennen. Bei einer angenommenen Anfluggeschwindigkeit von 72 m/s entspricht dieses Wirbelalter einem Staffelungsabstand zwischen Erzeuger und Nachfolger von 3,1 nm. Da hier das Erzeugerflugzeug der Kategorie *HEAVY* angehört, käme dieser Fall in Realität nach ICAO-Staffelung nur für einen A380 als einfliegendes Flugzeug in Frage (s. Tabelle 1.1). Nach RECAT-EU (s. Tabelle 1.2) wäre ein Einflug in eine solche Wirbelschleppe jedoch auch für Flugzeuge der Kategorie B (sog. „Upper *HEAVY*“, z.B. A340) möglich.

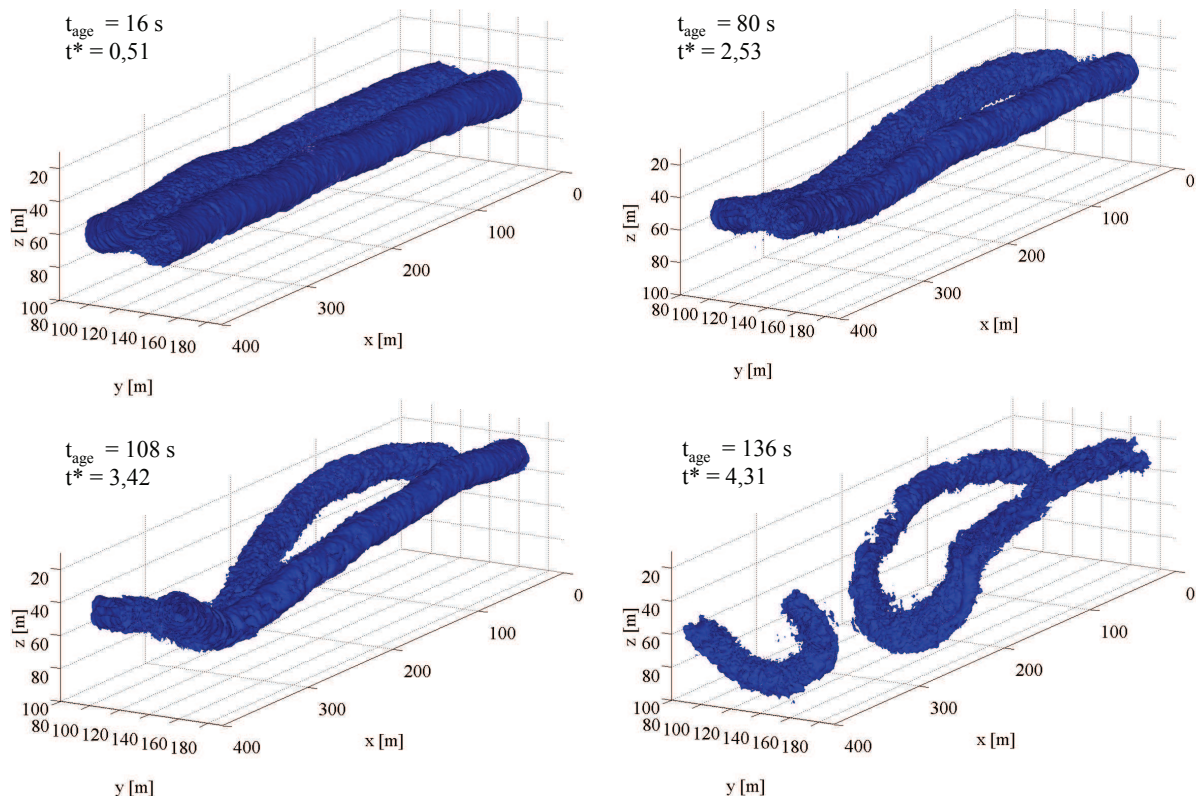


Abbildung 3.6: Wirbel verschiedener Alter und Deformierungsgrade aus LES (gezeigt ist jeweils die Isokontur für $|V| = 6 \text{ m/s}$) [58]¹⁶

Die Deformierung wächst bis zum Wirbelalter von 108 s (unten links in Abbildung 3.6) deutlich an. Zu diesem Wirbelalter befindet sich die Wirbelschleppe kurz vor dem *Linking*, d.h. dem Zusammentreffen der Wirbellinien und Abschnüren von Wirbelringen (s. Kapitel 2.4). Bei einer Anfluggeschwindigkeit von 72 m/s entspricht dieses Wirbelalter einem Staffelungsabstand

¹⁶Veröffentlichung des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2016 über Simulationen von Wirbelschleppendurchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbelschleppen

von 4,2 nm, was nach RECAT-EU auch für Flugzeuge der Kategorie D (sog. „upper MEDIUM“, z.B. A320) in Frage käme. Das letzte in Abbildung 3.6 exemplarisch gezeigte Wirbelalter von 136 s zeigt die Wirbelschleppe im Stadium der Wirbelringe. Dieses Wirbelalter entspricht einem Staffellungsabstand von 5,3 nm, was nach derzeitigem ICAO-Standard für Flugzeuge der MEDIUM-Kategorie (z.B. A320) in Frage käme, nach RECAT-EU jedoch auch für „lower MEDIUM“ (z.B. ATR-42) zulässig wäre.

3.2 Aerodynamisches Interaktionsmodell

Neben einem Modell des Strömungsfeldes der Wirbelschleppe wird für eine dynamische Einflugsimulation ebenfalls ein aerodynamisches Interaktionsmodell (AIM) benötigt, das die von der Wirbelschleppe auf das einfliegende Flugzeug aufgeprägten Kräfte und Momente berechnet. Da üblicherweise das Simulationsmodell des einfliegenden Flugzeuges schon eine sehr genaue Aerodynamik beinhaltet, ist das bei den hier beschriebenen Arbeiten verwendete AIM als Deltamodell ausgeführt. Dieses berechnet lediglich die zusätzlichen aerodynamischen Kräfte und Momente, die durch die zusätzlichen Anstell- und Schiebewinkel aufgrund der Wirbelströmung entstehen. Als Ansatz wurde hier für das AIM ein sogenanntes Streifenmodell verwendet, bei dem alle auftriebs- und seitenkraftgenerierenden Flächen des Flugzeuges (Flügel, Leitwerk und Rumpf) in Streifen aufgeteilt werden, für die jeweils einzeln der Einfluss der Wirbelströmung berechnet wird (Abbildung 3.7).

Für Streifen in der Horizontalebene (Flügel und Höhenleitwerk) wird der Zusatzanstellwinkel und für Streifen in der Vertikalebene (Seitenleitwerk und Rumpf) der Zusatzschiebewinkel anhand der lokalen Geschwindigkeitskomponenten der Wirbelströmung an jedem Streifen berechnet:

$$\Delta\alpha_{WV,i} = \frac{- (u_{WV,i}^b \cdot \sin\nu + w_{WV,i}^b \cdot \cos\nu)}{\sqrt{(u_a^b \cdot \cos\varphi + v_a^b \cdot \sin\varphi \cdot \cos\nu - w_a^b \cdot \sin\varphi \cdot \cos\nu)^2 + (v_a^b \cdot \sin\nu + w_a^b \cdot \cos\nu)^2}} \quad (3.10)$$

$$\Delta\beta_{WV,i} = \frac{-v_{WV,i}^b}{\sqrt{(u_a^b \cdot \cos\varphi - w_a^b \cdot \sin\varphi)^2 + (v_a^b)^2}} \quad (3.11)$$

mit den vom Wirbel induzierten Strömungsgeschwindigkeitskomponenten in körperfesten Koordinaten an jedem Streifen $u_{WV,i}^b$, $v_{WV,i}^b$ und $w_{WV,i}^b$, den aerodynamischen Geschwindigkeitskomponenten am Schwerpunkt in körperfesten Koordinaten u_a^b , v_a^b und w_a^b , dem Pfeilungswinkel φ und der V-Stellung ν . Ein dezidiertes Modell des Strömungsabrisses ist nicht vorhanden, stattdessen werden Anstell- und Schiebewinkel auf einen Maximalwert begrenzt (z.B. für Flügelstreifen auf 20°), um die Berechnung von unrealistisch großen Kräften zu verhindern.

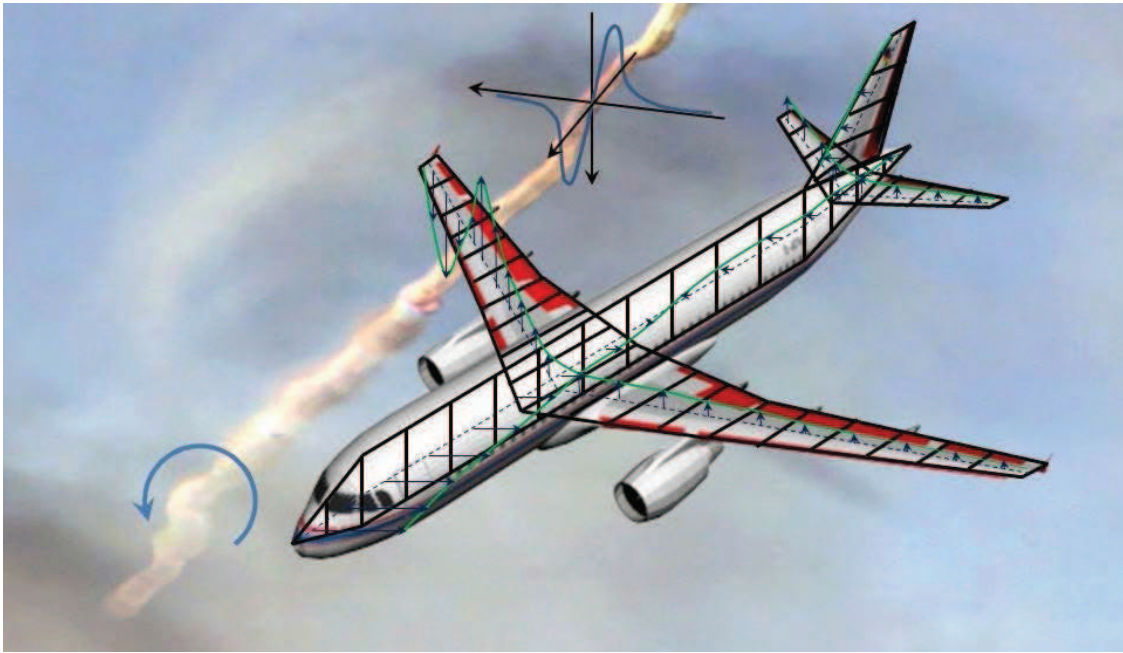


Abbildung 3.7: Zur Erläuterung der Streifenmethode [58]

Mit diesen zusätzlichen Anströmwinkeln der Wirbelströmung wird für jeden Streifen die resultierende Zusatzkraft berechnet. Für horizontale Streifen ist dies ein Zusatzauftrieb, für vertikale Streifen eine Zusatzseitenkraft. Da der Widerstand, aufgrund seiner Nichtlinearität, nicht ohne Kenntnis der Basisaerodynamik berechnet werden kann, wird ein Einfluss der Wirbelströmung auf den Widerstand eines einzelnen Streifens vernachlässigt. Aus diesem Grund wird keine Längskraft vom AIM berechnet.

Der Zusatzauftrieb für jeden Streifen wird berechnet mit:

$$\Delta C_{A,WV,i} = C_{A\alpha} \cdot \Delta\alpha_{WV,i} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \quad (3.12)$$

mit dem Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$, dem lokalen Zusatzanstellwinkel aufgrund des Strömungsfeldes der Wirbelschlepe $\Delta\alpha_{WV,i}$ und einem Abwindfaktor für das

Höhenleitwerk ($1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$). Für Flügelstreifen wird dieser Abwindfaktor vernachlässigt. Außerdem wird der Zusatzauftrieb in Spannweitenrichtung gewichtet, um eine elliptische Auftriebsverteilung abzubilden. Diese Beschreibung des Auftriebs schließt jedoch keine instationären Effekte durch die Wirbelströmung ein. Für kleine Einflugwinkel, wie im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten, ist die Änderung der Anströmung jedoch vergleichsweise langsam (im Gegensatz zu Einflügen rechtwinklig zu der Wirbellinie), so dass instationäre Effekte vernachlässigt werden können. Bieniek und Luckner haben gezeigt, dass instationäre Effekte während eines Wirbeldurchflugs zwar durchaus auftreten, diese jedoch durch die Summierung über das gesamte Flugzeug klein sind [53]¹⁷. Des Weiteren reduzieren instationäre Effekte die Flugzeugreaktion, weswegen der hier gewählte Ansatz als konservativ angesehen werden kann.

Die zusätzliche Seitenkraft an vertikalen Streifen wird berechnet mit:

$$\Delta C_{Y,WV,i} = C_{Y\beta} \cdot \Delta \beta_{WV,i} \quad (3.13)$$

mit dem Seitenkraftgradienten $C_{Y\beta}$ und dem lokalen Schiebewinkel aufgrund des Strömungsfeldes der Wirbelschleppe $\Delta \beta_{WV,i}$. Die durch die Kräfte resultierenden Momente werden mit den entsprechenden Hebelarmen der einzelnen Streifen berechnet:

$$\Delta \underline{M} = \underline{r} \times \Delta \underline{F} \quad (3.14)$$

Die wirbelinduzierten Kräfte und Momente werden anschließend in den Bewegungsgleichungen des Flugzeugmodells mit den übrigen Kräfte- und Momenteanteilen summiert.

Die grundsätzliche Machbarkeit dieser Methode wurde von Barrows [59]¹⁸ gezeigt und von de Bruin [60]¹⁹ in Windkanalversuchen verifiziert. Eine weitere Validierung anhand von realen Flugversuchsdaten geschah durch Fischenberg [49] und Jategaonkar [50]. Diese Methode, den Einfluss der Wirbelschleppe auf das einfliegende Flugzeug zu berechnen, wurde in diversen Studien in

¹⁷Konferenzbeitrag von D. Bieniek und R. Luckner aus dem Jahr 2012 über Simulationen von Durchflügen mit deformierten Wirbelschleppen unter Berücksichtigung von instationären aerodynamischen Effekten

¹⁸Konferenzbeitrag von T. M. Barrows aus dem Jahr 1976 über einfache Methoden, das induzierte Rollmoment eines Wirbelschleppendurchfluges vorherzusagen

¹⁹Öffentlicher Abschlussbericht des WAVENC-Projektes aus dem Jahr 2000

der Vergangenheit angewendet [61][62][58]²⁰[63]²¹[64][65]²² und ist allgemein akzeptiert, mit hinreichender Genauigkeit wirbelinduzierte Kräfte und Momente zu liefern.

Die Einbindung der mit dem aerodynamischen Interaktionsmodell berechneten, von der Wirbelschleppe induzierten Kräfte und Momente in die Flugsimulation kann dabei auf zwei Arten geschehen. Ist das AIM in die Simulation eingebunden und berechnet die Kräfte und Momente während der Simulation anhand der tatsächlichen Position und Lage des Flugzeugs spricht man von einer *ortsfesten* Durchflugsimulation. Diese Art der Durchflugsimulation stellt die realistischere dar, da die Kräfte und Momente wie beim echten Durchflug abhängig von der tatsächlichen Position und Lage auf das Flugzeug wirken. Im Gegensatz dazu stehen sogenannte *zeitfeste* Simulationen, bei denen vor der Durchflugsimulation die Kräfte und Momente lediglich mit dem AIM und ohne Flugsimulation entlang einer vordefinierten Bahn durch das Strömungsfeld berechnet und aufgezeichnet werden. Bei der eigentlichen Durchflugsimulation werden dann lediglich die vorher berechneten Zeitverläufe der Kräfte und Momente abgespielt. Diese sind somit nicht von der tatsächlichen Position und Lage des einfliegenden Flugzeuges abhängig und werden unverändert aufgeprägt. Die zeitfeste Simulation von Wirbeldurchflügen ist meist ein Kompromiss, den man aufgrund zu geringer Rechenleistung oder Speicherkapazität der Simulationsrechner eingeht, bietet jedoch auch den Vorteil, dass die aufgeprägte Störung immer gleich und somit exakt reproduzierbar ist. Geht man davon aus, dass die Flugbahn während des simulierten Durchfluges nicht groß von der nominellen Flugbahn bei Erzeugung der Kräfte und Momente abweicht, kann der Fehler, der durch die zeitfeste Simulation entsteht, als gering angenommen werden. Diese Annahme wurde in einer Simulationsstudie bestätigt [66]²³ und wird zusätzlich dadurch bestärkt, dass die subjektiven Eindrücke von Piloten hinsichtlich der Gefährlichkeit von Wirbelschleppeneinflügen aus Simulationen mit zeitfesten und ortsfesten Durchflügen sich nicht deutlich voneinander unterscheiden [65].

²⁰Veröffentlichungen des Autors der vorliegenden Arbeit aus den Jahren 2012, 2013 und 2016 über Simulationen von Wirbeldurchflügen mit deformierten und geradlinigen Wirbelschleppen

²¹Veröffentlichung von D. Fischenberg aus dem Jahr 2010 über Methoden zur Validierung von Wirbelschleppeneinflugmodellen mittels Flugversuchsdaten

²²Veröffentlichungen von K.-U. Hahn und C. Schwarz aus den Jahren 2006 und 2007 über Simulatorstudien zur Bewertung von Wirbelschleppendurchflügen

²³Institutsbericht des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2015 über die Unterschiede in der Flugzeugreaktion bei zeitfester und ortsfester Simulation von Wirbelschleppeneinflügen

4 Gefährdungsbewertung

Eine Bewertung der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges kann auf diverse Arten durchgeführt werden. Die hier beschriebene Methode folgt der Herangehensweise, die seit Langem am DLR Institut für Flugsystemtechnik hierfür angewendet wird, erweitert diese jedoch anhand der während der Studien gemachten Erfahrungen.

Eine Bewertung der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppeneinfluges kann sowohl anhand objektiver Parameter, wie z.B. Größen der Flugzeugbewegung (Hängewinkel, Lastvielfache o.ä.) geschehen, oder anhand von subjektiven Aussagen von z.B. Piloten vorgenommen werden. Für beide müssen Grenzwerte gefunden werden die zwischen akzeptablen und inakzeptablen Störungen unterscheiden lassen. Um subjektive Bewertungen zu quantifizieren, muss der bewertenden Person eine Skala zu Verfügung gestellt werden, die es ermöglicht, die subjektiven Eindrücke verschiedener Personen vergleichbar zu machen.

Grundsätzlich muss die oftmals verwendete Bezeichnung von „akzeptablen“ Wirbeldurchflügen aufgrund der vielen unterschiedlichen involvierten Parteien (z.B. Piloten) sehr differenziert betrachtet werden. Die internationale Pilotenvereinigung IFALPA hat hierzu eine grundsätzliche „*No Encounter*“-Policy erklärt [67]¹, die besagt, dass jedes Stafflungssystem darauf ausgelegt sein sollte, dass keine Wirbeleinflüge stattfinden, es somit per Definition keine akzeptablen Durchflüge geben kann. Diese Aussage wird auch von der deutschen Vereinigung Cockpit (VC) befürwortet [68]². Auch wenn im Rahmen von Gefährdungsbewertungen oftmals von „akzeptablen“ oder „inakzeptablen“ Durchflügen die Rede ist, entstehen diese Bezeichnungen lediglich durch die Art der Gefährdungsbewertung, bei der Durchflüge hinsichtlich ihrer Gefährlichkeit bewertet werden. Im Umkehrschluss soll das Ergebnis einer solchen Gefährdungsbewertung eine Grenze sein, unterhalb der sich ein Wirbelschleppendurchflug hinsichtlich seiner Auswirkung nicht mehr von atmosphärischer Turbulenz, Böen oder anderen akzeptablen äußeren Störungen

¹IFALPA Wake Vortex Policy aus dem Jahr 1998

²Policy der Vereinigung Cockpit (VC) zur Wirbelschleppenstaffelung aus dem Jahr 1996, bzw. 2013

unterscheidet. In diesem Fall kann streng genommen nicht mehr von einem Wirbelschleppendurchflug geredet werden, womit das Ergebnis der Bewertung auch solche Erklärungen wie die der IFALPA oder VC abdeckt.

4.1 Bewertungsskala

Für die subjektive Bewertung der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges durch Piloten wird eine Skala benötigt, anhand derer die Piloten ihren subjektiven Eindruck vergleichbar angeben können. Die hier verwendete Bewertungsskala für Wirbelschleppendurchflüge wurde in ihrer ursprünglichen Form von Sammonds und Stinnet entworfen [69]³ und im Rahmen mehrerer Wirbelschleppenstudien vom DLR überarbeitet und weiterentwickelt [70].

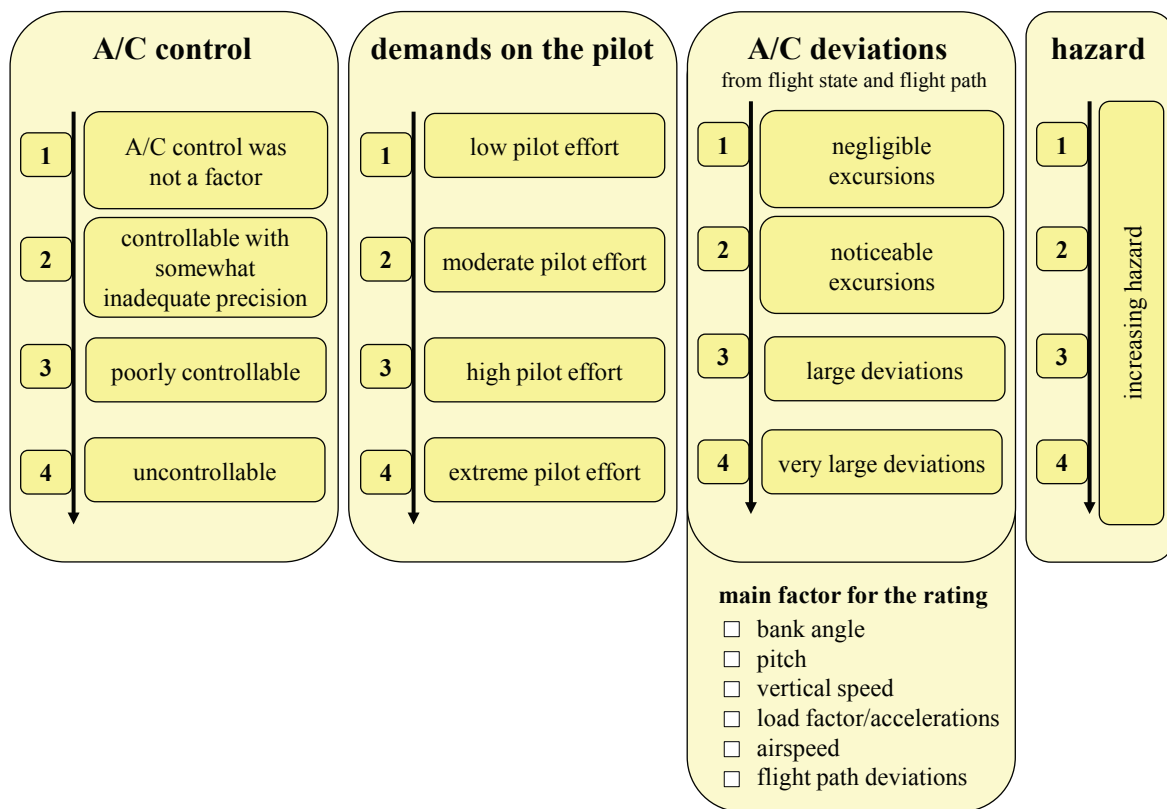
Die Bewertung durch den Piloten anhand der Skala (s. Abbildung 4.1) findet ausschließlich subjektiv statt und spiegelt den persönlichen Eindruck des Menschen wider, versucht aber gleichzeitig dem Piloten klar definierte Möglichkeiten zu geben, um persönlichen Interpretationsspielraum bei der Beantwortung zu minimieren. Die Bewertung jedes einzelnen Durchfluges wird dabei direkt im Anschluss an den Durchflug durchgeführt, um die bestmögliche Wiedergabe des subjektiven Eindrucks zu erreichen.

Die Skala ist aufgeteilt in vier verschiedene Kategorien, die jeweils von eins bis vier bewertet werden können. Zusätzlich dazu werden die für die Bewertung maßgeblichen Größen (Hängewinkel, Nicken, Steig- / Sinkrate, Lastvielfache / Beschleunigungen, Fahrt oder Flugpfadabweichungen) notiert. Hierbei ist zu beachten, dass vom Piloten nicht verlangt wird, quantitative Aussagen hinsichtlich des maximalen Hängewinkels o.ä. zu treffen, da diese Werte als objektive Daten im Versuch aufgezeichnet werden. Nichtsdestotrotz stellt es oftmals eine interessante Information dar, wie gut der subjektive Eindruck mit den objektiven Werten übereinstimmt oder von diesen abweicht. Dies steht jedoch nicht im Fokus, da diese Information keinen Mehrwert für die Gefährdungsbewertung hat, die lediglich vom subjektiven Eindruck abhängt.

Die Kategorie „*hazard*“ kann dabei als unabhängig von den anderen drei Bewertungskategorien angesehen werden, da eine schlechte Bewertung der ersten drei Kategorien nicht zwangsläufig zu einer hohen Bewertung der Gefährlichkeit führen muss. Als Beispiel sei hier das denkbare Szenario eines

³Technischer Bericht der NASA aus dem Jahr 1975 über Gefährungskriterien für Wirbelschleppendurchflüge

⁴Institutsbericht von C. Schwarz und K.-U. Hahn aus dem Jahr 2011 über subjektive Wirbelschleppenbewertung

Abbildung 4.1: Bewertungsskala für Wirbelschleppeneinflüge [70]⁴

Wirbelschleppendurchfluges genannt, bei dem das Flugzeug vielleicht schwer zu steuern ist, die Belastung für die Piloten vielleicht hoch und die daraus resultierenden Abweichungen von der Sollflugbahn vielleicht sehr groß sind, weswegen der Pilot sich entscheidet durchzustarten. Da dies ein sicheres Standardmanöver ist kann es sein, dass der Pilot die Gesamtgefährdung mit „1“ bewertet.

Für alle vier Bewertungskategorien gilt, dass der Durchflug als inakzeptabel bewertet wird, wenn eine der vier Kategorien mit einer „4“ bewertet wird. Dies gilt ebenfalls in dem Fall, dass der Pilot durchstartet, da dies zwar ein sicheres Manöver ist, trotzdem aber aus Effizienzgründen vermieden werden sollte.

Die Auswertung der Bewertungen der Piloten kann für jede einzelne der vier Kategorien geschehen oder gemittelt als Durchschnittsbewertung aller vier Kategorien. Für die hier beschriebenen Versuche mit Piloten wurden die gemittelten Pilotenbewertungen folgendermaßen gestaffelt. Ist die Durchschnittsbewertung aller vier Kategorien kleiner gleich 2 wird der Durchflug als ungefährlich oder harmlos angesehen. Die Erfahrung während der Versuche hat gezeigt, dass sich die Durchflüge in diesem Fall nicht von leichten

Störungen durch Turbulenz oder Böen unterscheiden. Im Gegenteil dazu wird ein Durchflug als inakzeptabel angesehen, wenn mindestens eine der Kategorien mit 4 bewertet wurde oder durchgestartet wurde. Liegt der Durchschnitt dazwischen, ist also größer 2 aber keine Kategorie wurde mit 4 bewertet, ist der Durchflug nicht per Definition inakzeptabel, kann aber auch nicht mehr als harmlos angesehen werden.

Diese Art der Auswertung der Pilotenbewertungen werden in Kapitel 7 angewendet.

4.2 Methodik

Die am DLR Institut für Flugsystemtechnik angewendete Methode der Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen unterscheidet zwischen Aposteriori- und Apriori-Untersuchungen. Erstere bewerten die Gefährlichkeit nachdem ein Wirbelschleppendurchflug tatsächlich stattgefunden hat, während letztere versuchen, anhand von vorhersagbaren Größen die Gefährlichkeit eines bevorstehenden Durchfluges zu prognostizieren. Die Bewertung der Gefährlichkeit kann dabei in beiden Fällen sowohl anhand von objektiven Größen (wie z.B. der Flugzeugreaktion in Form von maximalem Hängewinkel, o.ä.) oder anhand von subjektiven Einschätzungen durch z.B. Piloten stattfinden.

Die Idee ist dabei, Grenzwerte einer geeigneten Metrik durch in-situ-Versuche, also aposteriori, zu finden, die eine Unterscheidung von akzeptablen und inakzeptablen Durchflügen ermöglichen, um diese später in einer Apriori-Gefährdungsbewertung anzuwenden (wie z.B. beim bordgebundenen Wirbelschleppenausweichsystem WEAA [12]⁵ oder dem bodengebundenen Wirbelschleppenbeobachtungssystem WSVBS [11]⁶ des DLR). Hierbei können sowohl objektive Größen, als auch subjektive Bewertungen hinsichtlich der Gefährlichkeit mit der entsprechenden Metrik korreliert werden, um belastbare Grenzwerte zu finden. Dabei muss es sich nicht unbedingt um eine einzige Grenze handeln, sondern es können auch mehrere Grenzen definiert werden, um die Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges differenzierter zu bewerten (s. Abbildung 4.2).

⁵Konferenzbeitrag von T. Bauer et al. aus dem Jahr 2014 über das vom DLR entwickelte WEAA-System und dessen Test im Flugversuch

⁶Beitrag von F. Holzäpfel et al. aus dem Jahr 2009 zu den Arbeiten des DLR zum WSVBS aus dem Projekt „Wirbelschleppe“

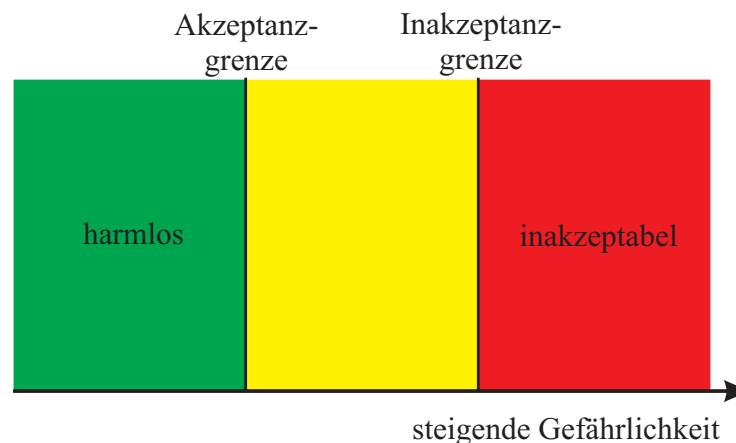


Abbildung 4.2: Allgemeine Betrachtung einer Gefährdungsmetrik (Definitionen s. Tabelle 4.1) [71]⁷

Der hier verwendete Ansatz definiert zwei Grenzen, die eindeutig beschrieben werden können (s. Abbildung 4.2). Einerseits eine Inakzeptanzgrenze, oberhalb derer nicht akzeptierte Wirbelschleppendurchflüge auftreten. Dies bedeutet nicht, dass oberhalb dieser Grenze alle Durchflüge inakzeptabel sein müssen, jedoch treten unterhalb dieser Grenze definitiv keine inakzeptablen Durchflüge auf. Die zweite Grenze ist die darunter liegende Akzeptanzgrenze, unterhalb derer Wirbelschleppendurchflüge durchweg als harmlos bezeichnet werden können. In Anlehnung an die oben erwähnte Politik der IFALPA könnte man in diesem Falle davon sprechen, dass diese Durchflüge sich in ihrer Auswirkung nicht von Turbulenz, Böen oder anderen akzeptablen, äußeren Störungen unterscheiden. Zwischen diesen beiden Grenzen liegen in jedem Fall noch keine definitiv inakzeptablen Durchflüge, doch da diese in ihrer Stärke nicht mehr als harmlos bezeichnet werden können, stellen sie eine Art Grauzone zwischen dem was gefährlich sein kann und dem was harmlos ist dar.

Bei den hier beschriebenen Untersuchungen wird diese Herangehensweise nach Abbildung 4.2 bei den subjektiven Bewertungen durch Piloten verwendet (s. Kapitel 7). Die Akzeptanzgrenze wird dabei derart definiert, dass alle Wirbeldurchflüge, die unterhalb dieser Grenze liegen eine durchschnittliche Bewertung aller vier Bewertungskategorien (s. Abbildung 4.1) kleiner oder

⁷Vortrag von C. Schwarz und dem Autor der vorliegenden Arbeit auf WakeNet3-EU Workshop aus dem Jahr 2012 über Wirbelschleppengefährdungskriterien. Die Methode, zwei Grenzen anzuwenden geht auf Arbeiten des Autors der vorliegenden Arbeit zurück. In früheren Arbeiten von C. Schwarz und K.-U. Hahn wurde lediglich die hier als Inakzeptanzgrenze bezeichnete Grenze angewendet

gleich 2 haben. Wie bereits erwähnt, haben sich diese Durchflüge während der Versuche als *harmlos* herausgestellt, da sie sich nicht von atmosphärischer Turbulenz oder Böen unterscheiden und somit nicht mehr als Wirbelschleppendurchflüge erkennen lassen. Demgegenüber wird die Inakzeptanzgrenze so definiert, dass unterhalb dieser Grenze keine inakzeptablen Durchflüge zu finden sind. Diese Grenze stellt somit den niedrigsten Wert einer geeigneten Gefährdungsmetrik (s. Kapitel 4.3) dar, bei dem ein nicht akzeptierter Durchflug aufgetreten ist. Die Grenzen der einzelnen Bereiche aus Abbildung 4.2, wie sie hier verwendet werden, sind nochmals in Tabelle 4.1 zusammengefasst.

Bereich	Definition
harmlos	Durchschnittliche Bewertung ≤ 2
inakzeptabel	Einzelbewertung = 4

Tabelle 4.1: Definition der Bewertungsgrenzen

Bei der Bewertung von Wirbelschleppeneinflügen und ihrer Einteilung in Kategorien wie *harmlos* oder *inakzeptabel* muss klar sein, dass dies lediglich für den singulären Vorfall eines Wirbelschleppeneinfluges geschehen kann. Sämtliche Bewertungen gelten lediglich für ein ansonsten funktionsfähiges Flugzeug, das in eine Wirbelschleppe einfliegt. Sollten weitere Faktoren auftreten, die die Arbeitsbelastung des Piloten erhöhen, können die subjektiven Bewertungen von Piloten durchaus anders ausfallen. Dies gilt es bei der Interpretation der gefundenen Ergebnisse im Hinterkopf zu behalten.

4.3 Metrik

Zur Bewertung der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges wird eine geeignete Metrik benötigt. Eine solche Gefährdungsmetrik sollte nach van der Geest [72]⁸

- eine starke Korrelation zwischen der Gefährdung und der Metrik selber besitzen,
- flugzeugunabhängig,
- aussagekräftig,

⁸Vortrag von P. van der Geest auf WakeNet3-EU Workshop im Jahr 2012 über Wirbelschleppengefährdungskriterien

- einfach zu ermitteln und
- allgemein anwendbar sein und
- Grenzwerte einfach zu validieren sein.

Als Metrik bieten sich verschiedene Größen an, die in der Wirbelschleppenforschung alle Verwendung finden. Einerseits werden wirbelbezogene Größen wie z.B. die Zirkulation verwendet, andererseits flugzeugbezogene Größen wie z.B. der maximale Hängewinkel während des Durchfluges. Letztere haben meist den Nachteil, dass sie ausschließlich für Aposteriori-Untersuchungen verwendet werden können, nicht aber apriori, da ihr Wert nicht zuverlässig prognostiziert werden, sondern lediglich nach einem Durchflug ausgewertet werden kann. Ein Konsens für eine Gefährdungsmetrik existiert weltweit bisher leider nicht. Im Rahmen dieser Arbeit soll es nicht darum gehen, die geeignetste Metrik für deformierte Wirbel zu finden. Vielmehr soll der Einfluss der Wirbeldeformierung unter Verwendung der beim DLR bisher verwendeten Metrik untersucht werden. Da die hauptsächliche Störung bei Wirbeleinflügen unter kleinen Einflugwinkeln das induzierte Rollmoment ist, liegt es nahe eine Metrik zu verwenden, in die dieses einfließt. Die im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten verwendete Gefährdungsmetrik baut auf das sogenannte *Roll Control Ratio* RCR [73]⁹ auf, das das Verhältnis aus von der Wirbelschleppe induziertem Rollmoment $C_{l,ind}$ und dem vom einfliegenden Flugzeug maximal aussteuerbaren Rollmoment $C_{l,\xi_{max}}$ ist.

$$RCR = \frac{C_{l,ind}}{C_{l,\xi_{max}}} \quad (4.1)$$

Dieses Verhältnis wurde bereits 1970 von Crow vorgeschlagen [74]¹⁰ und danach auch in den 1970er Jahren verwendet [75]¹¹. Als eigentliche Gefährdungsmetrik wird hier das betragsmäßig maximale RCR , das während des Durchfluges auftritt, verwendet. Als Gefährdungsmaß ist das $|RCR|_{max}$ eine einfache und anschauliche Metrik. Der große Vorteil besteht jedoch darin, dass das RCR verhältnismäßig einfach berechnet werden kann, und der

⁹Institutsbericht von C. Schwarz und dem Autor der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2012 über Gefährdungskriterien für Wirbelschleppendurchflüge

¹⁰Panel Diskussion des Symposium of Aircraft Wake Turbulence im Jahr 1970

¹¹Technischer Bericht der NASA aus dem Jahr 1972 über Untersuchungen im Flugversuch von Methoden zur Vorhersage des Einflusses von Wirbelschleppen auf nachfolgende Flugzeuge

theoretisch mögliche Maximalwert somit prognostizierbar ist. Es kann daher sowohl für eine Aposteriori-Bewertung von Wirbeldurchflügen, als auch für Vorhersagen der möglichen Gefährlichkeit eines bevorstehenden Wirbeldurchflugs verwendet werden.

Abbildung 4.3 zeigt exemplarisch die $|RCR|$ -Verteilung einer idealisierten, geradlinigen Wirbelschleppe mit einer radialen Geschwindigkeitsverteilung nach BURNHAM-HALLOCK (s. Kapitel 3.1.1.1).

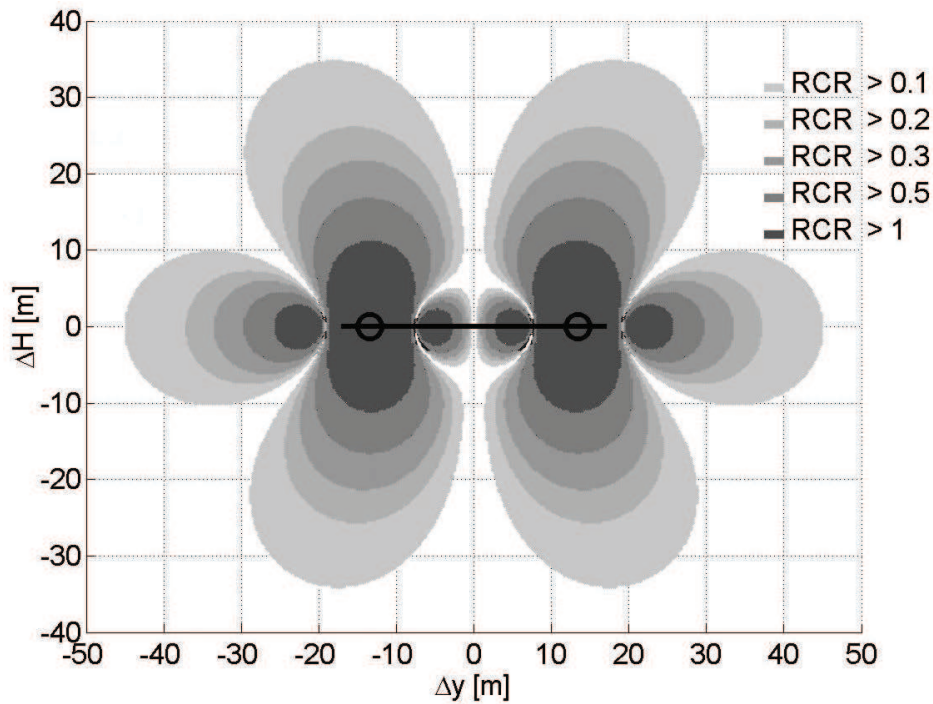


Abbildung 4.3: Exemplarische $|RCR|$ -Verteilung einer Wirbelschleppe

Für die Evaluierung von Grenzen kann das RCR während eines Durchfluges kontinuierlich berechnet werden. Der zeitliche Verlauf des RCR ist dabei durchaus interessant bei der Untersuchung der Unterschiede von Durchflügen durch geradlinige oder deformierte Wirbelschleppen. Als Gefährdungsmetrik kann der zeitliche Verlauf des RCR während des Durchfluges jedoch nicht verwendet werden, da dieser nicht exakt prognostizierbar ist. Der mögliche Maximalwert des RCR , der unabhängig von der Dynamik während des Durchfluges auftreten kann, ist jedoch vorhersagbar (s. Abbildung 4.3). Aus diesem Grund wurde beim DLR das $|RCR|_{max}$ während eines Durchfluges als Metrik für Gefährdungsbewertungen gewählt und hierfür die Akzeptanzgrenze gesucht.

Das $|RCR|_{max}$ birgt als Gefährdungsmetrik jedoch das Problem, dass abhängig von der Dynamik des Durchfluges der maximale Wert des RCR unter

Umständen nur für sehr kurze Zeit auftritt, so dass sich dieses kurzzeitig vergleichsweise große induzierte Rollmoment nur unwesentlich auf die Bewegung des einfliegenden Flugzeugs auswirken kann. Aus diesem Grund können bei einer Gefährdungsprognose grundsätzlich ungefährliche Durchflüge unter Umständen als inakzeptabel bewertet werden. Da der hier gewählte Ansatz der Gefährdungsbewertung konservativ sein soll, kann dieser Umstand toleriert werden. Wie zuvor in Kapitel 4.2 beschrieben, soll die Akzeptanzgrenze so gewählt sein, dass unterhalb dieser Grenze jeder Wirbeleinflug harmlos ist, nicht dass oberhalb der Grenze jeder Einflug inakzeptabel ist. Bisher wurden in diversen Studien gute Erfahrungen mit $|RCR|_{max}$ als Gefährdungsmetrik gemacht [61][62]¹²[65][76]¹³[77]¹⁴[78]¹⁵[79]¹⁶. Darüber hinaus haben die in Kapitel 7.2 beschriebenen Inflight-Simulationen mit dem ehemaligen DLR-Forschungsflugzeug VFW 614 ATTAS gezeigt, dass auch bei weniger rolldominierten Wirbeldurchflügen trotzdem die Rollachse offenbar am meisten bei der subjektiven Bewertung durch die Piloten beiträgt. Daher wird das maximale RCR auch für weniger rolldominierte Wirbeldurchflüge, wie sie bei stark deformierten Wirbelschleppen vorkommen, als geeignet angesehen [62].

Ein Nachteil des RCR allgemein ist allerdings die Notwendigkeit der Kenntnis des flugzeugspezifischen maximalen Rollsteuermomentenbeiwertes $C_{l,\xi_{max}}$. Somit ist die Berechnung des RCR nicht flugzeugunspezifisch. Die Akzeptanzgrenze selber sollte dahingegen flugzeugunabhängig sein. Für bordgestützte Systeme (z.B. WEAA [12]) sollte dieser Umstand weniger ein Problem darstellen, da nur das eigene maximale Rollsteuermoment bekannt sein muss. Da solche Systeme höchst wahrscheinlich vom Flugzeughersteller selber verbaut werden würden, kann davon ausgegangen werden, dass der Wert bekannt ist. Bodengestützte Systeme (z.B. WSVBS [11]) müssen jedoch für eine große Zahl von Flugzeugen diesen Wert kennen, was als unwahrscheinlich angenommen werden kann. Aus diesem Grund hat das DLR Institut

¹²Veröffentlichungen des Autors der vorliegenden Arbeit aus den Jahren 2012 und 2013 über Untersuchungen mit Piloten zur Gefährlichkeit von Wirbelschleppendurchflügen

¹³Veröffentlichungen von C. Schwarz und K.-U. Hahn aus den Jahren 2004 und 2007 über Simulatorstudien zur Untersuchung der Gefährlichkeit von Wirbelschleppeneinflügen

¹⁴Vom Autor der vorliegenden Arbeit betreute Diplomarbeit von F. Bitar aus dem Jahr 2012 zur Ermittlung der Gefährdung durch Wirbelschleppen bei unterschiedlichen Staffelungsabständen mit WakeScene

¹⁵Konferenzbeitrag von I. Hennemann et al. aus dem Jahr 2009 zu Wirbeldeformierung und das daraus resultierende Risikopotential für nachfolgende Flugzeuge

¹⁶Vom Autor der vorliegenden Arbeit betreute Masterarbeit von P. Pacho Ruiz aus dem Jahr 2014 zur Vorbereitung und Durchführung einer Simulatorstudie zur Untersuchung der Gefährlichkeit von Wirbelschleppendurchflügen

für Flugsystemtechnik mit der *Simplified Hazard Area Prediction* (SHAPE) einen Ansatz zur konservativen Schätzung des maximalen Rollsteuermomentenbeiwerts in Abhängigkeit der maximalen Abflugmasse MTOW entwickelt [80]¹⁷.

Das Gefährdungsraumkonzept des DLR SHAPE definiert einen Gefährdungsraum um die Wirbelschleppe abhängig von dem gewählten maximal tolerierbaren $|RCR|_{max}$ (in Abbildung 4.4 mit roten Ellipsen gekennzeichnet). Diese Bereiche werden zu einem probabilistischen Aufenthaltsraum der Wirbelschleppe addiert (s. Abbildung 4.4). Der Flug außerhalb des so entstehenden Gesamtgefährdungsraumes muss definitionsgemäß frei von jeglicher inakzeptabler Störung durch die Wirbelschleppe bleiben. Dies bedeutet nicht, dass es zu einer gefährlichen Störung des einfliegenden Flugzeugs durch die Wirbelschleppe kommen muss, wenn man in den Gesamtgefährdungsraum einfliegt, sondern lediglich, dass es mit akzeptabler Wahrscheinlichkeit zu keiner gefährlichen Störung kommen kann, wenn man außerhalb des Bereichs bleibt. Ebenso bedeutet es nicht, dass außerhalb des Gesamtgefährdungsraumes keine Störung durch die Wirbelschleppe auftreten kann, aber keine als gefährlich angesehene.

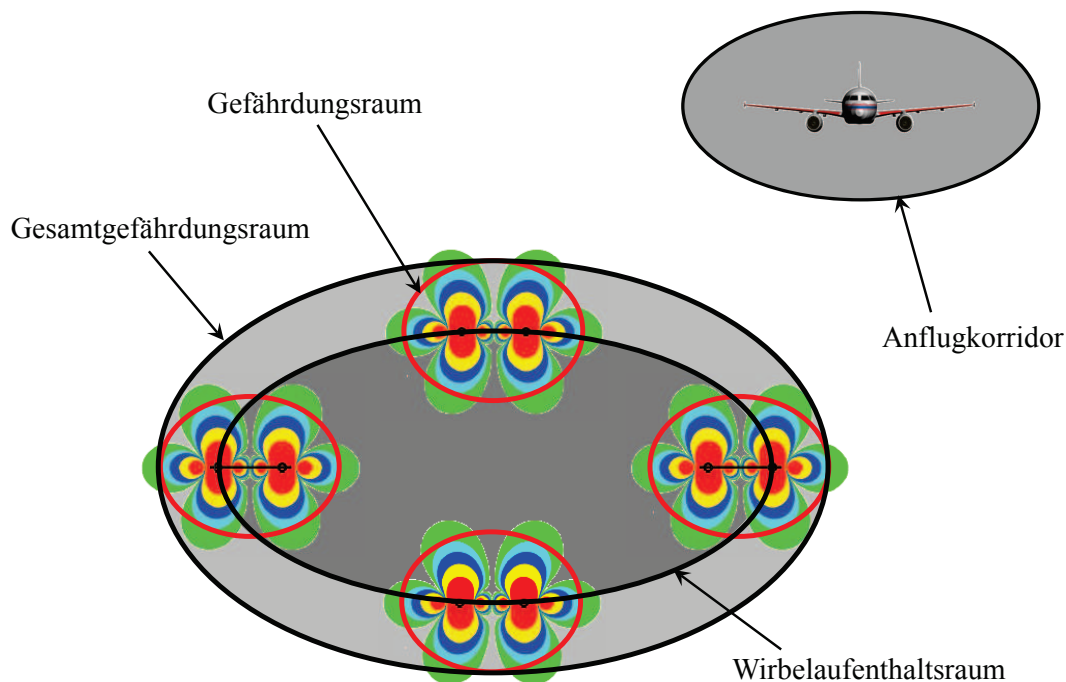


Abbildung 4.4: Das Gefährdungsraumkonzept SHAPE

¹⁷Konferenzbeitrag von K.-U. Hahn et al. aus dem Jahr 2004 über die Vorhersage von vereinfachten Gefährdungsräumen mittels SHAPE zur Vermeidung von Wirbelschleppeneinflügen

In der praktischen Anwendung bei Wirbelschleppenvorhersagesystemen bedeutet dies, dass die Wirbelschleppe als ungefährlich eingestuft wird, wenn die Abmessungen des Gefährdungsraumes auf null zurückgegangen sind. Danach ist die Wirbelschleppe zwar noch vorhanden, jedoch muss dieser Teil ihres Aufenthaltsraumes nicht mehr berücksichtigt werden, da ein möglicher Durchflug durch die Wirbelschleppe an dieser Stelle tolerierbar wäre.

Ob der Effekt der Wirbeldeformierung für eine solche Anwendung der Gefährdungsbewertung mittels SHAPe berücksichtigt werden muss, soll im Rahmen der hier beschriebenen Arbeit geklärt werden.

5 Frühere Untersuchungen

Seit den 1960er Jahren wurde weltweit auf vielfältige Art versucht, die Gefährlichkeit von Wirbelschleppendurchflügen zu untersuchen und zu quantifizieren. Dabei wurden sowohl Flugversuche mit realen Wirbelschleppen durchgeführt, ebenso Simulationsstudien und als Kompromiss aus beidem Inflight-Simulationen. Der Aspekt der Wirbeldeformierung wurde dabei jedoch äußerst selten berücksichtigt oder gar selber untersucht.

Das nachfolgende Kapitel gibt einen kurzen Überblick über die weltweit bisher durchgeführten Arbeiten zur Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen im Allgemeinen und die Arbeiten zum Einfluss der Wirbeldeformierung im Speziellen.

5.1 Flugversuche

Flugversuche stellen die realistischste Art der Wirbelschleppenuntersuchung dar, weil einerseits die Wirbelschleppe real ist und inhärent alle Effekte wie Deformierung beinhaltet, andererseits aber auch die Umgebung real ist, eine Bewertung durch Piloten also unter realen Bedingungen stattfindet. Dafür haben Flugversuche meist den Nachteil, dass wichtige Wirbel Daten (Zirkulation, Kernradius o.ä.) während des Durchfluges nicht oder nicht vollständig bekannt sind. Deren Bestimmung ist nur durch eine nachträgliche Parameterschätzung möglich, und auch nur, wenn das einfliegende Flugzeug über eine entsprechende Messanlage (im besten Fall mehrfache Fünflochsonden) verfügt, so dass die Anströmung durch die Wirbelschleppe ermittelt werden kann. Eine weitere Möglichkeit, im Flugversuch Wirbelschleppen zu vermessen, stellt der Einsatz eines LIDAR-Sensors an Bord dar. Dies kann zur Zeit jedoch lediglich von einem Beobachterflugzeug aus geschehen, von dem aus die Wirbelschleppe eines anderen Flugzeugs rechtwinklig zu dessen Flugrichtung gemessen werden kann. Aus diesem Grund ist eine derartige Vermessung der Wirbelschleppe während eines Durchfluges und von Bord des einfliegenden Flugzeugs derzeit nicht möglich. Außerdem sind Durchflüge im realen Flugversuch nicht oder nur schwer exakt wiederholbar.

Umfangreiche Flugversuche wurden in den 1970er Jahren von der NASA durchgeführt, maßgeblich, um Wirbelschleppen zu vermessen und deren Einfluss auf einfliegende Flugzeuge zu analysieren [81][82]¹, bzw. um Modellsätze zur Berechnung von Wirbelschleppen zu validieren [75][83]. Einzelne Flugversuche zu dem Thema wurden anschließend in den 1980er Jahren [84]² und Ende der 1990er Jahre [85][86][87]³ von der NASA durchgeführt. Abbildung 5.1 zeigt exemplarisch Ergebnisse von Flugversuchen der NASA aus den frühen 1970er Jahren zur Validierung von Berechnungsmethoden zur Vorhersage von sicheren Staffelungsabständen (durchgezogene, senkrechte Linie in Abbildung 5.1). Einfliegendes Flugzeug war in dem Fall eine Convair 990 und Erzeuger eine C-5A. Als Metrik wird hier bereits das $|RCR|_{max}$ (Gl. 4.1) verwendet. Zusätzlich sind Pilotenbewertungen eingeflossen, wie die senkrechte Grenze der *minimum separation* in Abbildung 5.1 zeigt. Als Grenzwert für die Gefährlichkeit wurde in diesem Fall $|RCR|_{max} = 1$ gewählt, was nach heutigem Ermessen sicherlich ein zu hoher Wert für den operationellen Betrieb von Flugzeugen ist.

Weitere Flugversuche wurden in der Vergangenheit von verschiedenen Flugzeugherstellern durchgeführt. Diese Flugversuche hatten jedoch meist weniger einen wissenschaftlichen Hintergrund, sondern wurden meist zur Zulassung und Wirbelschleppen-Kategorisierung bei der Einführung großer Flugzeuge durchgeführt. BOEING führte Anfang der 1970er Jahre Flugversuche zum Vergleich der Wirbelstärke der B747 mit damals üblichen Flugzeugen wie der B707 durch [88]. AIRBUS führte umfangreiche Flugversuche vor der Einführung des A380 durch [89][90], die bisher bei den meisten Staffelschemata als eigene Flugzeugkategorie oberhalb der *HEAVY*-Kategorie geführt wird (s. Tabelle 1.1).

Das DLR hat in der Vergangenheit Flugversuche mit realen Wirbelschleppen überwiegend zur Charakterisierung und Vermessung der Wirbelschleppe, weniger zur Gefährdungsbewertung, durchgeführt [91][92]⁵. Im Jahr 2001

¹Technische Berichte der NASA aus den Jahren 1975 und 1976 über Flugversuche mit B727

²Veröffentlichung von V. J. Rossow und B. E. Tinling aus dem Jahr 1988 über Versuche zur Bestimmung von akzeptabler Wirbelschleppenintensität

³Technische Berichte der NASA aus den Jahren 1998 und 1999 über Flugversuche mit B737 und OV-10 zur Messung der Wirbelströmung und Untersuchung des Einflusses der Wirbelschleppe auf das einfliegende Flugzeug

⁴Technischer Bericht der NASA aus dem Jahr 1972 über Untersuchungen im Flugversuch von Methoden zur Vorhersage des Einflusses von Wirbelschleppen auf nachfolgende Flugzeuge

⁵Institutsberichte von D. Fischenberg aus den Jahren 2008 und 2011 zur Vermessung und Charakterisierung von Wirbelschleppen im Flug

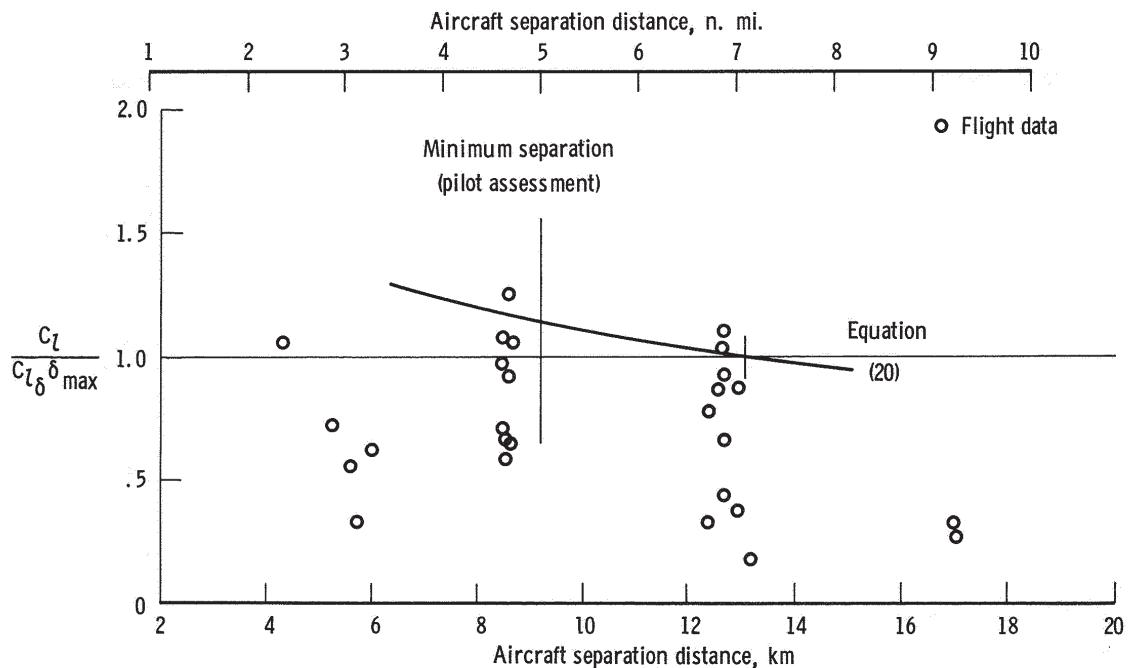


Abbildung 5.1: Vergleich von Flugversuchsdaten mit Wirbelprognosen zur Findung von minimalen Staffelungsabständen [75]⁴

fürhte das DLR zusammen mit dem Institut für Flugführung der TU Braunschweig im Rahmen des EU-Projektes S-WAKE Flugversuche mit dem DLR-Forschungsflugzeug ATTAS und der Do128 der TU Braunschweig zur Vermessung von Wirbelschleppen durch [93]⁶. Gefährdungsbewertungen wurden im Flugversuch mit ATTAS durchgeführt, bei denen die Methode der Inflight-Simulation genutzt wurde (s. Kapitel 7.2.1), weswegen diese Flugversuche im folgenden Kapitel (Kapitel 5.2.1) den Simulationen zugeordnet werden.

Wenige Flugversuche wurden in der Vergangenheit zur gezielten Untersuchung der während des Wirbelzerfalls auftretenden Instabilitäten und dem Effekt der Wirbeldeformierung durchgeführt. Die Texas A&M University führte Anfang der 1970er Jahre Flugversuche mit einer DeHavilland Beaver BHC-2 und einer Beechcraft T-34B hierzu durch [94]. Diese Flugversuche dienten jedoch ausschließlich der Validierung der bis dahin durchgeführten theoretischen Untersuchungen der Wirbeldeformierung und nicht der Gefährdungsbewertung.

⁶Institutsbericht von B. Krag aus dem Jahr 2001 zur Durchführung von Flugversuchen im EU-Projekt S-WAKE

5.2 Simulationen

Im Vergleich zu Flugversuchen stellt die Flugsimulation eine sehr viel kostengünstigere Möglichkeit dar, die Interaktion zwischen der Wirbelschlepe und dem sie durchfliegenden Flugzeug zu untersuchen. Für eine in-situ-Gefährdungsbewertung, bei der man gezielt Wirbelschleppen durchfliegt, ist die Verwendung von Flugsimulationen darüber hinaus auch deutlich sicherer. Wissenschaftlich gesehen hat die Flugsimulation außerdem den Vorteil, dass die Experimente umfassend definierbar und wiederholbar sind, was im Flugversuch in dieser Form nicht möglich ist. Außerdem sind alle Größen bekannt und somit auswertbar. Die größte Herausforderung bei der Flugsimulation ist es allerdings, so realistische Modelle wie möglich zu entwickeln und zu verwenden, da ansonsten die Ergebnisse der Versuche verfälscht werden. Oftmals müssen bei der Flugsimulation Annahmen und Vereinfachungen getroffen werden, die das Ergebnis der Simulationen unter Umständen beeinflussen. Eine solche Vereinfachung stellt die Vernachlässigung der Wirbeldeformierung dar, die schwer exakt zu modellieren und in Realität oft nicht deterministisch ist. Aus diesem Grund wurden Simulationen zur Gefährdungsbewertung meist unter Verwendung von Modellen geradliniger Wirbelschleppen durchgeführt. Effekte, die aufgrund der Wirbeldeformierung entstehen, können von solchen Simulationen selbstverständlich nicht erfasst werden.

Der Vollständigkeit halber und zur Vergleichbarkeit mit den vorliegenden Ergebnissen werden nachfolgend zunächst Simulationsstudien zur Gefährdungsbewertung mit geradlinigen Wirbeln aufgezeigt. Anschließend werden die wenigen Simulationsstudien zur Gefährdungsbewertung mit deformierten Wirbeln beschrieben.

5.2.1 Geradlinige Wirbel

Auf die einzelnen Studien mit geradlinigen Wirbeln soll an dieser Stelle nicht detailliert eingegangen werden. Luckner [95]⁷ gibt eine umfassende Übersicht über die bisher durchgeführten Simulationsstudien von Wirbelschleppendurchflügen.

Die ersten Simulatorstudien mit Piloten, bei denen die Gefährlichkeit von Wirbelschleppendurchflügen untersucht wurde, führte die NASA bereits in den 1970er Jahren durch [96]. Abbildung 5.2 zeigt Ergebnisse dieser Unter-

⁷Konferenzbeitrag von R. Luckner aus dem Jahr 2012 über State-of-the-Art von Modellierung und Simulation von Wirbelschleppendurchflügen

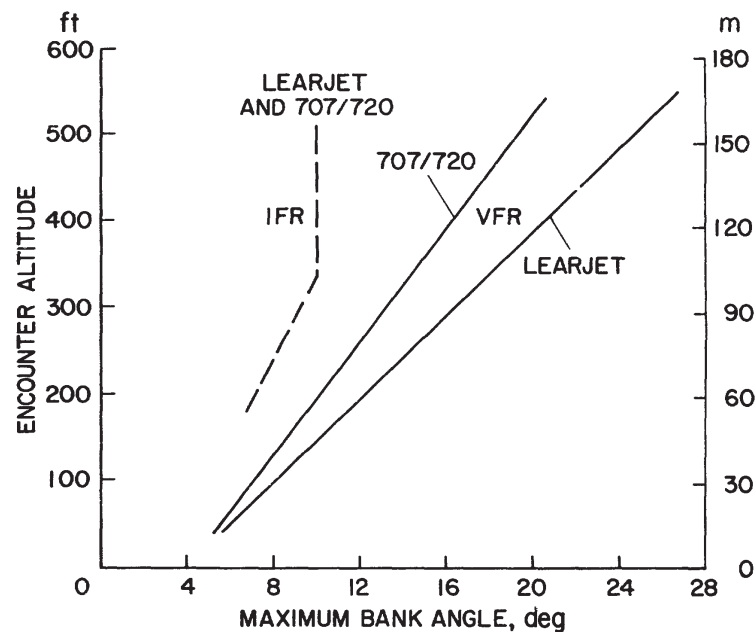


Abbildung 5.2: Gefährdungsgrenzen aus Simulatorversuchen der NASA [96]⁸

suchungen in einem Flugsimulator in Form von Grenzen maximaler Hängewinkel, die während eines Wirbeldurchflugs vom Pilot akzeptiert wurden für verschiedene simulierte Flugzeuge und Flugbedingungen (IFR oder VFR). Unter Instrumentenflugregeln (IFR) zeigt Abbildung 5.2 keine Höhenabhängigkeit oberhalb von ca. 100 m über Grund.

Weitere Simulationsstudien unter Verwendung von Modellen geradliniger Wirbelschleppen wurden von der NASA in den 1990er Jahren durchgeführt [97][98][99]⁹.

Im Rahmen des EU-Projektes S-WAKE, zwischen 2000 und 2003, wurden von AIRBUS Gefährdungsuntersuchungen in einem Flugsimulator durchgeführt [100]. Abbildung 5.3 zeigt Ergebnisse dieser Untersuchung unter Verwendung des betragsmäßig maximalen, während des Durchfluges aufgetretenen maximalen Roll Control Ratios als Gefährdungsmetrik in Abhängigkeit der Höhe, in der dies auftrat. Als Akzeptanzgrenze wurde hier unterschieden, ob die Piloten aufgrund des Wirbeldurchflugs durchgestartet sind oder, ob sie ihren Anflug fortsetzen konnten.

⁸Technischer Bericht der NASA aus dem Jahr 1976 über Simulatorversuche mit B707 und Learjet 23 zur Gefährdungsuntersuchung von Wirbelschleppendurchflügen

⁹Technische Berichte der NASA und Konferenzbeitrag von E. C. Stewart aus den Jahren 1996, 1998 und 1999 über Versuche mit Piloten in einem B737-Simulator

¹⁰Technischer Bericht von AIRBUS aus dem Jahr 2003 über Untersuchungen von kritischen Bedingungen für Wirbelschleppendurchflüge aus dem EU-Projekt S-WAKE

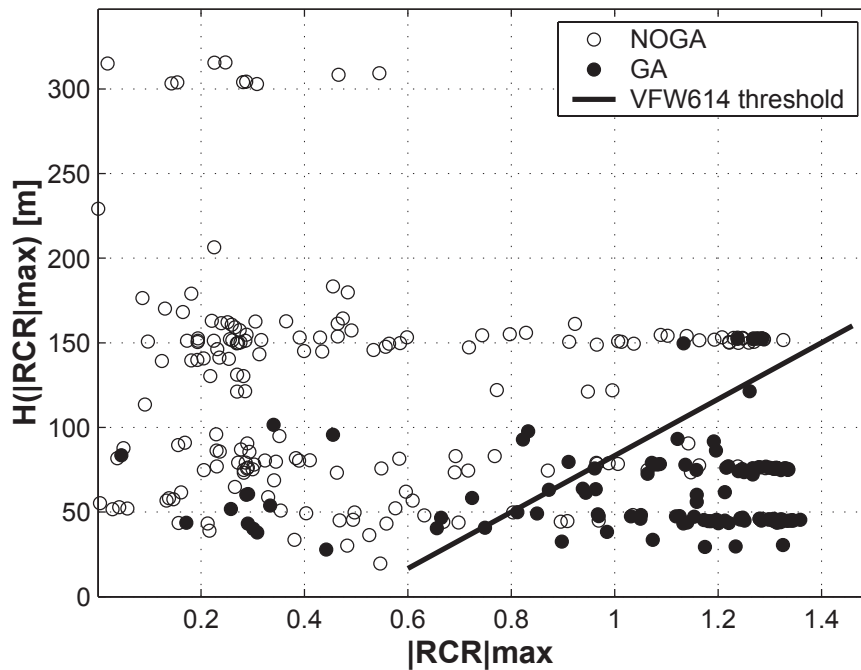


Abbildung 5.3: Ergebnisse einer Simulatorkampagne von Airbus im Rahmen des S-WAKE-Projektes [100]¹⁰

Auch das DLR hat in der Vergangenheit diverse Simulationsstudien zur Gefährdungsbewertung durchgeführt. Hierzu zählen verschiedene Kampagnen in Flugsimulatoren [64][76]¹¹, sowie Flugversuche mit dem ehemaligen DLR Forschungsflugzeug ATTAS unter Verwendung der Inflight-Simulation (IFS) von ATTAS [101]¹², mit deren Hilfe im realen Flugversuch Durchflüge durch simulierte Wirbelschleppen untersucht werden können. Die Inflight-Simulation selber soll an dieser Stelle nicht erläutert werden, da diese in Kapitel 7.2.1 beschrieben ist.

Abbildung 5.4 zeigt die Ergebnisse verschiedener Simulationen von Wirbelschleppendurchflügen des DLR unter Verwendung geradliniger Wirbelschleppen. Die Graphik beinhaltet Ergebnisse aus dem Flugsimulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB - s. Kapitel 7.1) unter Verwendung eines Flugzeugmodells der Do228, in dem zeitfeste Durchflüge simuliert wurden, des ATTAS-Bodensimulators des DLR, in dem ortsfeste Durchflüge simuliert wurden, sowie Ergebnisse aus Inflight-Simulationen mit ATTAS, bei denen sowohl orts- als auch zeitfeste Durchflüge simuliert wurden. Als Gefährdungs-

¹¹Untersuchungen von K.-U. Hahn und C. Schwarz im A330-Simulator des ZFB zur Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen mit Piloten

¹²Konferenzbeitrag von A. Reinke et al. aus dem Jahr 2003 über die Simulation des Einfluges in Wirbelschleppen mit ATTAS

metrik wurde auch hier wieder das $|RCR|_{max}$ verwendet. Ziel der Untersuchungen war auch die Findung von Akzeptanzgrenzen für die Anwendung in SHAPe (s. Kapitel 4.3).

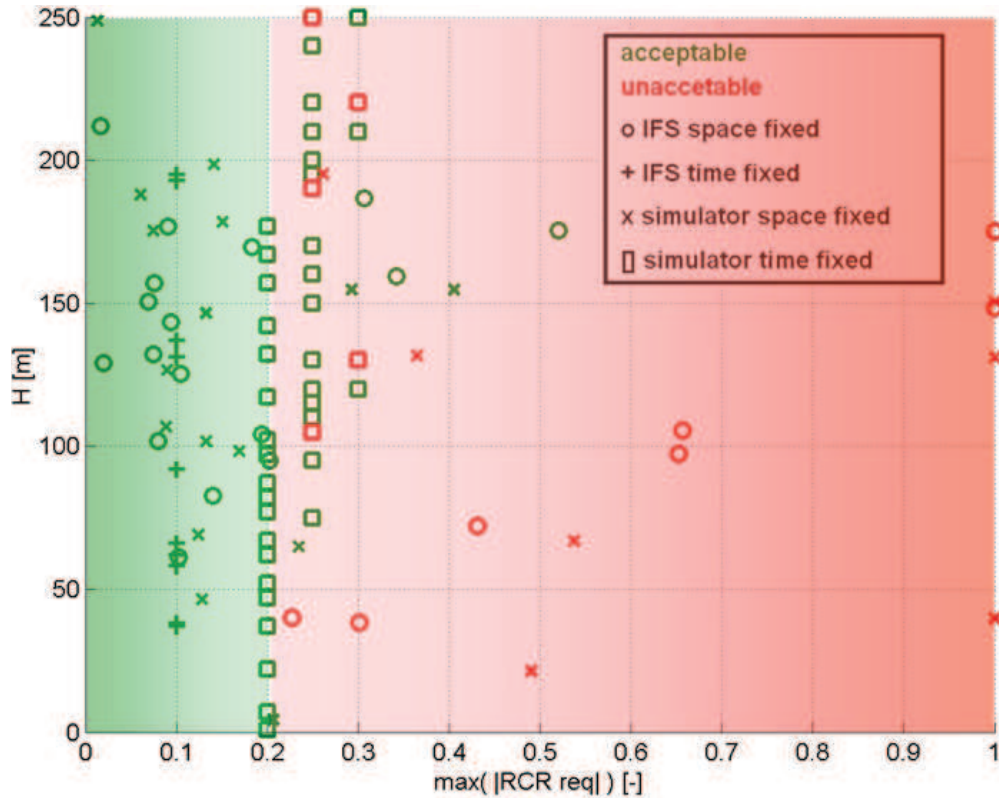


Abbildung 5.4: Ergebnisse verschiedener Simulationen des DLR zu Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen [65]¹³

Man erkennt in Abbildung 5.4, dass unterhalb eines Wertes von ungefähr $|RCR|_{max} = 0,2$ keine Durchflüge als inakzeptabel bewertet wurden. Diese Grenze wurde seitdem vom DLR als Gefährdungsgrenze für Wirbelschleppendurchflüge vorgeschlagen und verwendet, gilt jedoch lediglich für geradlinige Wirbel. Der Einfluss der Wirbeldeformierung auf diese Grenze soll im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten untersucht werden.

5.2.2 Deformierte Wirbel

Die erste Arbeit, bei der deformierte Wirbelschleppen in einer Flugsimulation verwendet wurden, wurde 2002 von Brown veröffentlicht [102]. In dieser Arbeit wird allerdings der hypothetische Fall betrachtet, dass sich Wirbelringe

¹³Konferenzbeitrag von K.-U. Hahn und C. Schwarz aus dem Jahr 2007 über Grenzen für sichere Wirbeleinflüge

in eine aufrechte Position gedreht haben, weswegen die Ergebnisse schwer auf real auftretende Fälle übertragen werden können.

Die erste eigentliche Arbeit zur Gefährdungsbewertung mit realistisch deformierten Wirbelschleppen wurde von Loucel und Crouch durchgeführt [51] [103] und das erste Mal 2004 veröffentlicht [52]. In der Arbeit wurde ein B737-300-Simulator verwendet und mit Autopilot durch verschieden deformierte Wirbel geflogen. Eine subjektive Bewertung durch einen Piloten wurde somit nicht vorgenommen. Die Ergebnisse der Studie können daher lediglich vergleichend interpretiert werden, d.h. in Form von Flugzeugreaktion bei verschiedenen Deformierungsgraden. Abbildung 5.5 zeigt exemplarisch Ergebnisse der Untersuchungen von Loucel und Crouch, namentlich den maximalen, während des Durchfluges entstandenen Hängewinkel als Funktion der Einflugwinkel für wenig deformierte (a) und wellige Wirbel (b). Die Einflugwinkel werden hier entgegen der üblichen Nomenklatur als Ψ in lateraler Richtung und Θ in vertikaler Richtung bezeichnet. Gerade Θ sollte an dieser Stelle nicht mit dem Längslagewinkel eines Flugzeugs verwechselt werden.

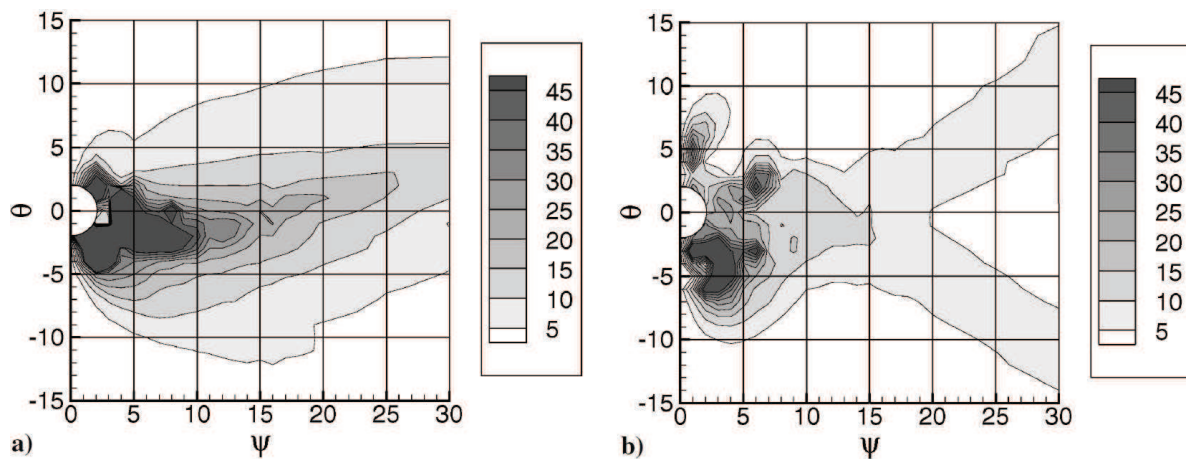


Abbildung 5.5: Ergebnisse der Simulationen von Loucel und Crouch (maximaler Hängewinkel Φ_{max} als Funktion der Einflugwinkel Θ und Ψ) mit verschiedenen stark deformierten Wirbeln (a: nahezu geradlinig, b: wellige Wirbel kurz vor dem *Linking*) [51]¹⁴

Bei den Simulationen wurde für beide Wirbelschleppen unterschiedlichen Deformierungsgrades dieselbe Zirkulation von $\Gamma = 4.000 \text{ ft}^2/\text{s} = 372 \text{ m}^2/\text{s}$ verwendet, was ein bedeutendes Problem bei der Übertragbarkeit der Ergebnisse auf reale Wirbeldurchflüge bewirkt. Die Ergebnisse sind somit hinsichtlich des

¹⁴Veröffentlichung von R. E. Loucel und J. D. Crouch aus dem Jahr 2005 über eine Flugsimulatorstudie zu Wirbelschleppendurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen

Einflusses des Deformierungsgrades zwar untereinander vergleichbar, doch gehört in Realität zu jedem Deformierungsgrad bei demselben Erzeugerflugzeug und denselben atmosphärischen Bedingungen eine spezielle Zirkulation, da in Realität mit fortschreitendem Wirbelzerfall der Deformierungsgrad zunimmt, die Zirkulation jedoch abnimmt.

Des Weiteren folgern Loucel und Crouch aus den Ergebnissen, dass Wirbeldeformierung eine Abnahme der Flugzeugreaktion bewirkt [51]. Abbildung 5.5 zeigt jedoch deutlich für den Vergleich zwischen geradlinigen und welligen Wirbeln gleicher Zirkulation, dass der maximale Hängewinkel bei beiden Fällen in vergleichbarer Größenordnung ($> 45^\circ$) liegt. Bei den welligen Wirbeln (Abbildung 5.5b) sind lediglich die Bereiche der Einflugwinkel, bei denen die maximale Flugzeugreaktion auftritt, kleiner. Dies bedeutet letztendlich, dass lediglich die Wahrscheinlichkeit eines Wirbeldurchflugs mit maximaler Flugzeugreaktion sinkt, nicht jedoch die maximale Flugzeugreaktion selber. Für Wirbelringe mit verschiedener Gestalt aber gleicher Zirkulation (ebenfalls $\Gamma = 372 \frac{m^2}{s}$) haben Loucel und Crouch eine deutliche Verringerung der maximalen Hängewinkel gezeigt.

Weitere Untersuchungen zu Durchflügen von deformierten Wirbelschleppen haben Bieniek und Luckner durchgeführt [53][54][55]. Im Rahmen der Arbeiten wurden auch Pilotenbewertungen ausgewertet. Als Wirbelmodell wurde das in Kapitel 3.1.1.2 beschriebene Modell verwendet, bei dem die Geometrie anhand von LES der Université Catholique de Louvain angepasst wurde. Als Simulationsumgebung diente ein generischer Bodensimulator mit einem Simulationsmodell der VFW 614 ATD. Außerdem wurden instationäre aerodynamische Effekte bei der Modellierung des aerodynamischen Interaktionsmodells, sowie der Wirbelzerfall berücksichtigt. Es wurde bei den Simulationen somit berücksichtigt, dass stärker deformierte Wirbelschleppen üblicherweise über eine geringere Zirkulation verfügen, als weniger stark deformierte Wirbel. Die Ergebnisse von Bieniek und Luckner sind somit deutlich besser in die Realität übertragbar als die von Loucel und Crouch. Änderungen der Zirkulation entlang der Wirbellinie, die gerade bei stark deformierten Wirbeln und Wirbelringen deutlich auftreten, werden von dem verwendeten Wirbelmodell jedoch nicht abgebildet. Mit dieser Simulationsumgebung wurden neben den Versuchen mit Piloten auch Monte-Carlo-Simulationen durchgeführt.

Abbildung 5.6 zeigt exemplarisch Ergebnisse aus den Untersuchungen im Simulator von Bieniek und Luckner [53]. Zu sehen ist der während des Durchfluges entstandene maximale Hängewinkel als Funktion des minimalen Abstandes zu einem der Wirbel für geradlinige (Abbildung 5.6a) und wellige

Wirbel (Abbildung 5.6b), sowie für Wirbelringe (Abbildung 5.6c). Des Weiteren ist Abbildung 5.6 die Gefährdungsbewertung durch die Piloten zu entnehmen.

Es ist in Abbildung 5.6 zu sehen, dass die Flugzeugreaktion bei Durchflügen mit welligen Wirbeln stärker ist im Vergleich zu geradlinigen Wirbeln, wohingegen bei Ringwirbeln eine deutlich geringere Flugzeugreaktion auftritt. Bei allen drei Deformierungsgraden der Wirbelschleppe treten inakzeptable Durchflüge auf, die sowohl bei geradlinigen, als auch bei Ringwirbeln, bei maximalen Hängewinkeln oberhalb von ca. 15° auftreten. Bei welligen Wirbeln wurden jedoch auch bei maximalen Hängewinkeln von unter 10° einzelne Durchflüge von Piloten nicht akzeptiert. Dies deutet auf eine größere Störung bei Durchflügen mit welligen Wirbeln als mit geradlinigen und eine dadurch resultierende geringere Akzeptanz der Piloten. Nach dem *Linking* scheint die Flugzeugreaktion deutlich abzunehmen, auch gegenüber geradlinigen Wirbeln. Trotzdem werden auch nicht akzeptierte Durchflüge durch Ringwirbel verzeichnet. Diese können somit nicht vernachlässigt werden. Des Weiteren zeigen Bieniek und Luckner eine Häufung von Durchstarts im Falle von welligen Wirbeln. Woher die größere Flugzeugreaktion und vermutlich daraus resultierende geringere Pilotenakzeptanz im Falle von welligen Wirbeln rührt können Bieniek und Luckner nicht klären.

Beide Studien von Loucel und Crouch, sowie von Bieniek und Luckner betrachten als Maß für die Gefährlichkeit den Hängewinkel. Dieser lässt sich gut für den Vergleich verschiedener Durchflüge und ihrer Auswirkungen im Nachhinein (Aposteriori) verwenden. Für eine Apriori-Gefährdungsbewertung kann der maximale Hängewinkel jedoch nicht verwendet werden, da er nicht exakt prognostiziert werden kann. Wie Wirbeldeformierung bei Prognosesystemen berücksichtigt werden muss, kann bisher somit nicht geklärt werden.

Eine Arbeit, die zwar nicht im eigentlichen Sinne, wie die beiden oben genannten Studien die Gefährlichkeit von Wirbeldurchflügen bewertet, jedoch für die hier beschriebenen Arbeiten wichtige Grundlagen liefert, ist die Arbeit von Hennemann [29][78]. Im Rahmen seiner Dissertation über „*Deformation und Zerfall von Flugzeugwirbelschleppen in turbulenter und stabil geschichteter Atmosphäre*“ führte Hennemann nicht nur die in Kapitel 3.1.2 beschriebenen LES durch, sondern verwendete auch einfache Modelle zur Ab-

¹⁵Veröffentlichung von D. Bieniek und R. Luckner aus dem Jahr 2014 über Simulationen von Durchflügen mit deformierten Wirbelschleppen unter Berücksichtigung von instationären aerodynamischen Effekten

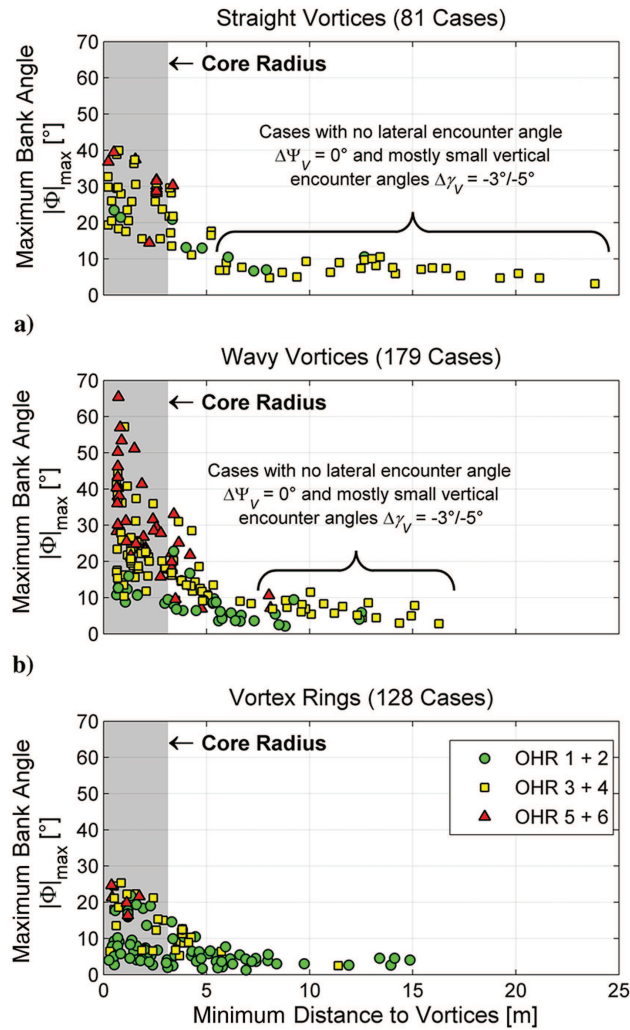


Abbildung 5.6: Ergebnisse der Simulationen von Bieniek und Luckner mit verschiedenen stark deformierten Wirbeln (a: geradlinig, b: wellige Wirbel, c: Wirbelringe) [54]¹⁵

schätzung des entstehenden Rollmoments. Die gesamte Betrachtung ist dabei stationär und beinhaltet keinerlei dynamische Interaktion zwischen Wirbelschlepe und einfliegendem Flugzeug. Abbildung 5.7 zeigt einige Ergebnisse dieser Rollmomentenabschätzung.

Gezeigt ist in Abbildung 5.7 der zeitliche Verlauf des induzierten Rollmoments und der Zirkulation während des Wirbelzerfalls, beide normiert mit dem jeweiligen Anfangswert bei $t^* = 0$. Das Rollmoment wird von Henneemann sowohl als Maximalwert (rote Kurve), als auch als über die Rechengebietslänge gemittelter Wert gezeigt (grüne Kurve). Für die Interpretation von Abbildung 5.7 ist an dieser Stelle die rote Kurve der Maximalwerte relevant. Die Graphen zeigen Ergebnisse der LES mit folgenden atmosphärischen

Bedingungen: $\varepsilon^* = 0,01$, $N^* = 0$ (also nahezu keine Turbulenz und neutrale Temperaturschichtung - oben links), $\varepsilon^* = 0,01$, $N^* = 1$ (nahezu keine Turbulenz und stabile Temperaturschichtung - oben rechts), $\varepsilon^* = 0,23$, $N^* = 0$ (ausgeprägte Turbulenz und neutrale Temperaturschichtung - unten links) und $\varepsilon^* = 0,23$, $N^* = 1$ (ausgeprägte Turbulenz und stabile Temperaturschichtung - unten rechts). Der Fall unten links entspricht also den in der vorliegenden Arbeit verwendeten LES.

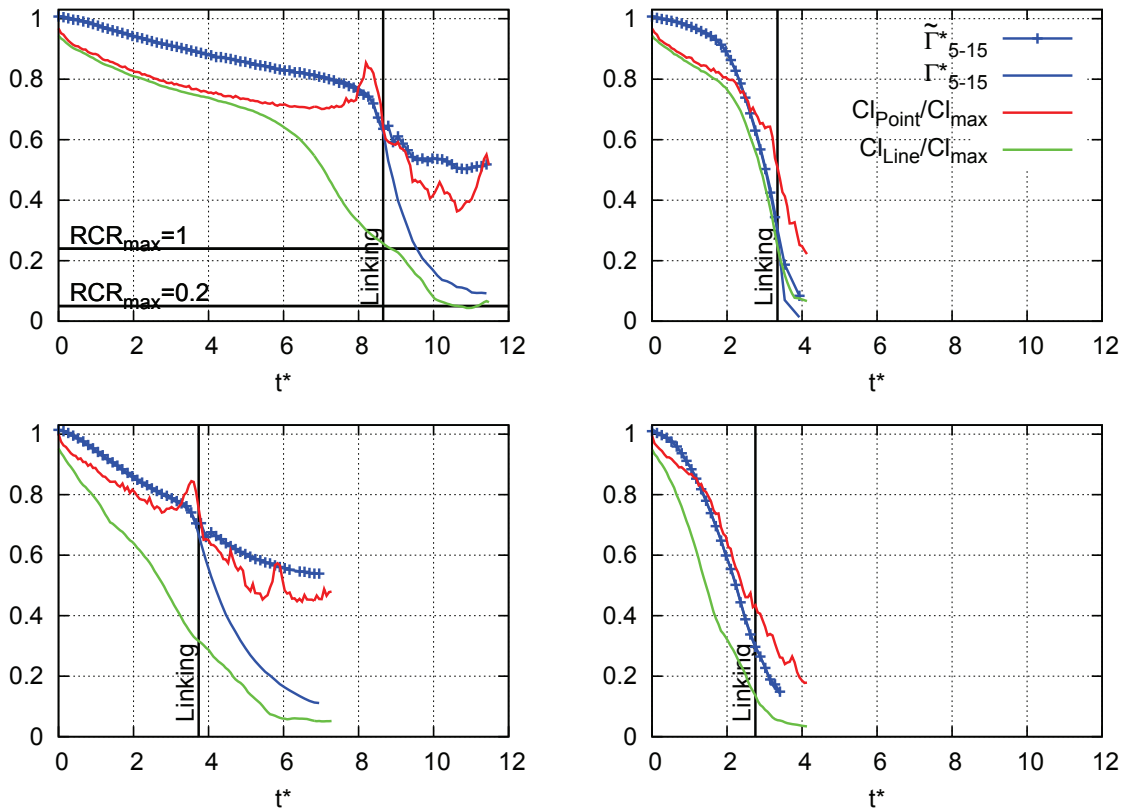


Abbildung 5.7: Normiertes induziertes Rollmoment und Zirkulation simuliert von Hennemann mit LES-Wirbeln [29]¹⁶

Auffallend ist in Abbildung 5.7 die Erhöhung des maximalen Rollmoments (rote Kurve) kurz vor dem *Linking* der beiden Wirbel in den Fällen mit neutraler Temperaturschichtung (linke Hälfte). Bei stabiler Schichtung (rechte Hälfte) ist dieser Effekt ansatzweise auch zu beobachten, jedoch zerfallen die Wirbel in diesen Fällen sehr schnell, so dass das *Linking* bei sehr geringer Zirkulation stattfindet, während die Zirkulation beim Zeitpunkt des *Linkings* bei neutraler Temperaturschichtung noch vergleichsweise hoch ist. Hennemann

¹⁶Dissertation von I. Hennemann aus dem Jahr 2009 über Deformation und Zerfall von Flugzeugwirbelschleppen in turbulenter und stabil geschichteter Atmosphäre

liefert eine Antwort für die temporäre Erhöhung des Rollmoments durch die Überlagerung der sich annähernden kernnahen Wirbelgeschwindigkeiten im Bereich des *Linkings*, wo, wie in Kapitel 3.1.2 erläutert, die Zirkulation vergleichsweise hoch ist [29].

Eine weitere Arbeit, die hier der Vollständigkeit halber erwähnt werden soll, wurde 2007 von Spence et al. veröffentlicht [104]. Diese implementierten an der University Sheffield erstmals LES-Ergebnisse in eine Flugsimulation. In einer weiteren Studie veröffentlichten sie 2010 Ergebnisse von Simulationen, die den Absturz von American Airlines Flug 587 [7] nachstellten und die am Seitenleitwerk auftretenden Kräfte analysierten [105]. Da in diesen Arbeiten zwar sehr realistische Wirbelmodelle in eine Flugzeugsimulation implementiert wurden, damit jedoch keine eigentliche Gefährdungsbewertung zur Findung von Akzeptanzgrenzen durchgeführt wurde, sollen diese Arbeiten hier lediglich am Rande erwähnt werden.

Die bisherigen Arbeiten auf diesem Gebiet können wie gezeigt kein einheitliches Bild vom Einfluss der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit eines Wirbeldurchflugs zeichnen. Loucel und Crouch zeigen eine geringere Wahrscheinlichkeit von schweren Einflügen bei gleichbleibender maximaler Flugzeugreaktion für wellige Wirbel, während Bieniek und Luckner für wellige Wirbel eine stärkere Flugzeugreaktion und eine größere Häufigkeit von Durchstarts gegenüber Durchflügen von geradlinigen Wirbeln zeigen. Darüber hinaus liefert keine der bisherigen Studien vorhersagbare Grenzwerte für akzeptable Wirbelschleppendurchflüge, bzw. den Einfluss der Wirbeldeformierung auf einen solchen Grenzwert.

Um diese Wissenslücke in der Wirbelschleppenforschung zu schließen und einen notwendigen Beitrag bei der Entwicklung und Erforschung von Wirbelschleppenwarnsystemen jeglicher Art, sowie der Anpassung von Staffelsystemen zu liefern, wurden diverse Studien durchgeführt, die nachfolgend in Kapitel 6 und Kapitel 7 beschrieben und erläutert werden sollen.

6 Objektive Bewertung

Eine objektive Bewertung der Gefährlichkeit von Wirbelschleppeneinflügen ist schwierig, da der Begriff der Gefahr subjektiv und für jeden Menschen verschieden ist. Ohne eine subjektive Bewertung können ausschließlich Parameter der Flugzeugreaktion als Maß für die Gefährlichkeit verwendet werden. Grenzwerte für z.B. den Hängewinkel oder Vertikalbeschleunigungen, bei deren Überschreitung von einer Gefährdung für das einfliegende Flugzeug unumstritten ausgegangen werden kann, lassen sich sicherlich definieren, jedoch werden solche Grenzen meist über subjektiv empfundenen Grenzen liegen. Aus diesem Grund soll an dieser Stelle ohne das Vorhandensein von subjektiven Gefährdungsbewertungen nicht von Gefährdung gesprochen werden, sondern lediglich vergleichende Aussagen getroffen werden, ähnlich der Untersuchung von Loucel und Crouch [51]¹.

Um ein umfassendes Bild zu erzeugen, was der Unterschied zwischen Wirbelschleppeneinflügen mit realistisch deformierten Wirbelschleppen und geradlinigen Wirbeln vergleichbarer Stärke ist, wurde eine Simulationsstudie durchgeführt [58]². Diese berücksichtigt nicht nur die für den operationellen Betrieb von Flugzeugen relevanten Wirbelalter, sondern die Wirbelschleppe während ihres gesamten Zerfallsprozesses, um den gesamten Deformierungsprozess überblicken zu können. Alle für den Wirbelschleppendurchflug relevanten Parameter wurden in sinnvollen Bereichen variiert, so dass rund 500.000 Durchflugsimulationen mit verschiedenen Durchflugbedingungen durchgeführt wurden.

Nachfolgend werden zunächst die verwendete Simulation und das Simulationsszenario beschrieben. Anschließend werden die Ergebnisse der Durchflugsimulationen dargestellt und erläutert.

¹Veröffentlichung von R. E. Loucel und J. D. Crouch aus dem Jahr 2005 über eine Flugsimulatorstudie zu Wirbelschleppendurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen

²Veröffentlichung des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2016 über Simulationen von Wirbelschleppendurchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbelschleppen

6.1 Simulation

Die Simulationen wurden mit existierenden Modellen von einfliegendem Flugzeug (inklusive Flugsteuerungssystem und Autopilot – s. nachfolgende Kapitel 6.1.1 und 6.1.2), Wirbelschleppen (LES-Daten für deformierte und Modelle für geradlinige Wirbel – s. Kapitel 3.1) und AIM zur Berechnung der wirbelinduzierten Kräfte und Momente durchgeführt (s. Kapitel 3.2), die in einem Simulink[®]-Modell zusammengefügt wurden.

Die nachfolgenden Unterkapitel beschreiben die einzelnen Teile der Simulationen, die bisher noch nicht beschrieben wurden. Teile der Simulation, die bereits in Kapitel 3 beschrieben wurden, sollen hier nicht nochmals detailliert erklärt werden.

6.1.1 Flugzeugmodell

Als einfliegendes Flugzeug wurde für die Simulationen das DLR Forschungsflugzeug A320 ATRA (*Advanced Technologies Research Aircraft*) gewählt (s. Abbildung 6.1), da dieses einerseits ein weit verbreitetes Flugzeug der *MEDIUM*-Kategorie repräsentiert und andererseits im DLR Institut für Flugsystemtechnik ein umfangreiches Simulationsmodell für dieses Flugzeug vorliegt. Das Simulationsmodell wurde seit der Indienststellung des ATRA beim DLR 2006 kontinuierlich am Institut für Flugsystemtechnik weiterentwickelt und wird u.a. auch für das Simulatorzentrum AVES (s. Kapitel 7.3.1) verwendet. Die Simulationsgüte des Modells wird als gut angesehen [106]. Nichtsdestotrotz wird das Modell auch weiterhin anhand von realen Flugversuchsdaten des ATRA weiterentwickelt.

Neben den allgemeinen flugmechanischen Bewegungsgleichungen beinhaltet das Flugzeugmodell ein detailliertes Aerodynamikmodell, Triebwerksmodelle für die IAE V2500 Triebwerke des ATRA, ein Fahrwerksmodell, Sensormodelle für Radiohöhenmesser, Luftdatensystem (Drucksensoren und Windfahnen), Inertialreferenzsystem und Navigationssensoren (DME, NDB, VOR, ILS, etc.), sowie vereinfachte Aktuatormodelle für alle Steuerflächen, die als PT2-Glied mit Verzögerung modelliert sind. Die Navigationssensoren und das Flight Management System, das ebenfalls für die ATRA-Simulation vorliegt, spielen für die hier beschriebenen Simulationen eine untergeordnete Rolle und finden überwiegend im ATRA-Simulator des AVES Verwendung.

Das Aerodynamikmodell ist ein lineares Derivativmodell mit Berücksichtigung von Staudruck- und Machzahl-Effekten. Darüber hinaus umfasst das Modell ein Stall-Modell und Bodeneffekt. Staudruck- und Machzahleffekte,



Abbildung 6.1: A320 ATRA des DLR (Foto: Dennis Vechtel)

sowie der Bodeneffekt spielen bei den hier beschriebenen Arbeiten allerdings eine untergeordnete Rolle, da die gesamte Studie Wirbelschleppendurchflüge im Anflug, somit im niedrigen Geschwindigkeitsbereich, aber außerhalb des Bodeneffekts betrachtet. In der Längsbewegung ist das Aerodynamikmodell als Zweipunkt-Modell ausgeführt, d.h. dass für die Flügel-Rumpf-Kombination und für das Höhenleitwerk getrennt Auftrieb und Widerstand berechnen werden. In der Seitenbewegung ist das Modell jedoch als Einpunkt-Modell ausgeführt. Das Modell wurde innerhalb des normalen operationellen Flugbereichs validiert. Die Modellgüte wird als für wissenschaftliche Zwecke ausreichend angesehen [106]³. Die meisten für flugmechanische Untersuchungen wichtigen Anforderungen aus Spezifikationen für Pilotentraining (z.B. von der ICAO [107]⁴) werden innerhalb der erlaubten Toleranzgrenzen eingehalten [106].

6.1.2 Flugsteuerungssystem und Autopilot

Die verwendete Flugsimulation umfasst ein Flugsteuerungssystem, das an die Systemarchitektur und -philosophie des AIRBUS Flugsteuerungssystems angepasst wurde, inklusive dem sogenannten *Normal Law* und *Direct Law* für den manuellen Flug und einem Autopiloten und Autoschubsystem. Im *Direct*

³Institutsbericht von C. Raab aus dem Jahr 2012 über das flugdynamische Simulationsmodell des A320 ATRA und die Bewertung der Modellgüte

⁴ICAO Dokument 9625 über die Anforderungen an die Güte von Flugsimulatoren für Pilotentraining

Law kommandiert der Pilot Steuerflächenausschläge direkt ohne Reglerunterstützung. Das *Normal Law* ist ein typischer, sogenannter *rate-command / attitude-hold*-Regler, bei dem der Pilot in der Nickachse ein vertikales Lastvielfaches und in der Rollachse eine Rollrate kommandiert. Dabei wurden dieselben Limitierungen hinsichtlich maximalem kommandierbarem Hängewinkel, maximaler Rollrate und Lastvielfachen etc. wie beim realen A320 angewendet. Alle Autopilotenmodi des A320 (wie z.B. *Altitude Acquire* oder *Altitude Hold*, *Heading / Track Hold*, *Open Descent / Climb*, etc.) sind implementiert, sowohl unter Vorgabe des Sollwertes durch den Piloten (sog. *selected*), als auch in Abhängigkeit eines vorher eingegebenen Flugplans (sog. *managed*). In dieser Simulationsstudie wurden allerdings lediglich der Autopilot mit Höhen- und Kurshaltung, sowie das Autoschubsystem mit Haltung der angezeigten Fluggeschwindigkeit verwendet.

Im Gegensatz zu anderen Modellteilen wie Aerodynamik oder Triebwerk kann das Modell des Flugsteuerungssystems nicht umfassend anhand von Flugversuchsdaten mit dem originalen Flugzeug validiert werden. Leider liegt die exakte Architektur des Flugsteuerungssystems auf Reglerebene dem DLR nicht vor. Das Verhalten des Flugsteuerungssystems auf manuelle Piloteneingaben kann zwar durchaus anhand von Flugversuchsdaten identifiziert werden, das Reglerverhalten auf äußere Störungen wie Böen oder Wirbelschleppen ist dem DLR bisher jedoch weithin unbekannt. Aus diesem Grund wurde das Flugsteuerungssystem der ATRA-Simulation hauptsächlich anhand vorhandener Handbüchern für Flugzeugbetreiber [108]⁵[109]⁶ ausgelegt und das Reglerverhalten qualitativ anhand vorhandener Flugversuchsdaten ausgelegt. Der Vergleich des Verhaltens des Flugsteuerungssystems auf Steuereingaben zeigt eine gute Übereinstimmung mit dem Verhalten des realen Flugsteuerungssystems. Der Leser sollte jedoch im Hinterkopf behalten, dass dies lediglich für das Steuerverhalten gilt, nicht aber für das Störverhalten. Während eines Wirbelschleppendurchfluges wird sich das verwendete Flugsteuerungssystem höchst wahrscheinlich anders verhalten als das reale. Nichtsdestotrotz zeigen die Simulationsergebnisse ein realistisches Reglerverhalten während des Durchfluges. Ob die erwähnten Unterschiede zwischen verwendetem und realem Flugsteuerungssystem des A320 sich auf die Ergebnisse der Studie auswirken, bzw. der hier angestellte Vergleich zwischen Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbelschleppen trotzdem als valide angesehen werden kann, wird in Kapitel 6.4 untersucht.

⁵A320 Flight Crew Operating Manual

⁶A320 Aircraft Maintenance Manual

6.2 Szenario

Die Durchflüge wurden in dieser Studie ortsfest simuliert (s. Kapitel 3.2). Da die Durchflugdauer vergleichsweise kurz ist (wenige Sekunden) kann davon ausgegangen werden, dass die Winddrift und Sinkgeschwindigkeit deutlich geringer als die Fluggeschwindigkeit des einfliegenden Flugzeuges sind und somit vernachlässigt werden können. Daher können während des Durchfluges die Wirbelschleppen als fest im Raum angenommen werden. Der Einfluss der Wirbelschleppe auf das einfliegende Flugzeug wird somit realistisch wiedergegeben. Der Einfluss des einfliegenden Flugzeugs auf die Wirbelschleppe wird jedoch vernachlässigt.

Parameter	Minimum	Schrittweite	Maximum
Γ	451 m ² /s	entsprechend LES s. Abbildung 6.3	451 m ² /s
$\Delta\Psi$	-30°	2°	30°
$\Delta\gamma$	-15°	1°	15°
y_{AC}	-50 m	10 m	50 m

Tabelle 6.1: Variierte Parameter bei geradlinigen Wirbelschleppen

Die variierten Parameter umfassen sowohl die Einflugbedingungen, als auch die Wirbelschleppe selber (s. Tabellen 6.1 und 6.2). Bei der Einfluggeometrie (s. Abbildung 6.2) wurden beide Einflugwinkel (azimutal $\Delta\Psi$ und vertikal $\Delta\gamma$) in einem Bereich von $\pm 15^\circ$ für $\Delta\gamma$ und $\pm 30^\circ$ für $\Delta\Psi$ mit einer Auflösung von jeweils 2° in $\Delta\Psi$ und 1° in $\Delta\gamma$ variiert. Für jede Kombination der Einflugwinkel wurde die Durchflugposition in den Raumrichtungen x_{AC} und y_{AC} variiert, so dass die Wirbelschleppe an jeder möglichen Position unter jeder Kombination von Einflugwinkeln durchflogen wurde. z_{AC} wurde lediglich für die deformierten Wirbel mit $\Delta\gamma = 0^\circ$ und $y_{AC} = 0$ m simuliert. Da die geradlinigen Wirbelschleppen in x-Richtung indifferent sind, wurde in diesem Fall die x-Position des Durchfluges nicht variiert, so dass pro Wirbelalter mit geradlinige Wirbelschleppen 10.571 Durchflüge und mit deformierten Wirbelschleppen 42.284 Durchflüge simuliert wurden.

Neben der Durchfluggeometrie wurden auch die Wirbelschleppenparameter variiert. Für die deformierten Wirbelschleppen bedeutet dies maßgeblich das Wirbelalter, da die LES-Ergebnisse als Datensätze als Funktion des Wirbelalters vorliegen. Alle relevanten Parameter wie Zirkulation, Kernradius, Deformierungsgrad etc. sind in den LES-Datensätzen inhärent enthalten. Fol-

Parameter	Minimum	Schrittweite	Maximum
t_{age}	16 s	entsprechend LES s. Abbildung 6.3	136 s
$\Delta\Psi$	-30°	2°	30°
$\Delta\gamma$	-15°	1°	15°
x_{AC}	0 m	100 m	400 m
y_{AC}	-50 m	10 m	50 m
z_{AC}	-20 m	10 m	30 m

Tabelle 6.2: Variierte Parameter bei deformierten Wirbelschleppen

gende Wirbelalter wurden als LES-Datensatz verwendet: 16 s, 32 s, 48 s, 64 s, 80 s, 96 s, 108 s, 120 s und 136 s. Für die geradlinigen Wirbelschleppen wurde das in Kapitel 3.1.1.1 beschriebene Modell nach BURNHAM-HALLOCK verwendet. Um lediglich den Einfluss der Wirbeldeformierung untersuchen zu können und die Ergebnisse nicht durch Unterschiede in anderen Parametern zu verfälschen wurde die Zirkulation der geradlinigen Wirbel an die LES angepasst. Der Kernradius wurde bei den geradlinigen Wirbeln konstant auf 3,5% der Spannweite gehalten [49]⁷.

Für die Zirkulation wurde die für ein Wirbelalter entlang der Wirbellinie der LES-Daten gemittelte Zirkulation verwendet, die in Abbildung 6.3 gezeigt ist. Abbildung 6.3 zeigt die Bandbreite der Zirkulation entlang der Wirbellinie (rote Linien), wie sie von Hennemann aus den LES identifiziert wurde [29]⁸. Man erkennt gut den zunehmenden Unterschied zwischen der maximalen und minimalen Zirkulation für zunehmende Wirbelalter. Die blauen Punkte in Abbildung 6.3 zeigen die mittlere Zirkulation entlang der Wirbellinie, die für die geradlinigen Wirbel verwendet wurde. Die sehr geringe minimale Zirkulation bei 120 s ist mit dem *Linking* zu erklären, das zwischen 108 s und 120 s eintritt. Hier wird vermutlich fälschlicherweise Abschnitten der Wirbellinie, die nach dem *Linking* aufgrund der Ringbildung nicht mehr existieren eine sehr geringe Zirkulation nahe Null zugeordnet. In dem Moment, wo die Ringbildung komplett abgeschlossen ist ($t_{age} = 136$ s) ist dies nicht mehr der Fall. Anhand des Betrags des Mittelwertes lässt sich sagen, dass diese vermutlich fehlerhafte Berechnung der Zirkulation nur für sehr

⁷Konferenzbeitrag von D. Fischenberg aus dem Jahr 2002 über die Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten

⁸Dissertation von I. Hennemann aus dem Jahr 2009 über Deformation und Zerfall von Flugzeugwirbelschleppen in turbulenter und stabil geschichteter Atmosphäre

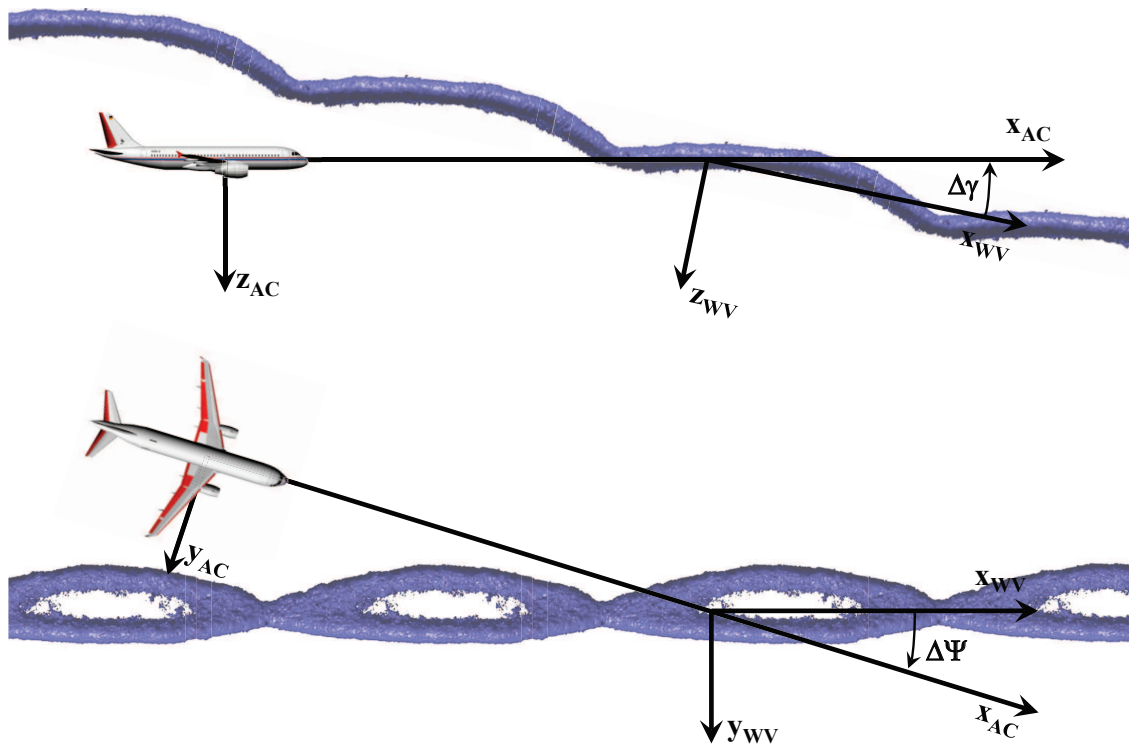


Abbildung 6.2: Einfluggeometrie [58]

wenige Abschnitte der Wirbellinie passiert. Eine genaue Erläuterung der Bestimmung der Zirkulation durch Hennemann ist [29] zu entnehmen.

Da für die geradlinigen Wirbel eine konstante Zirkulation entlang der Wirbellinie verwendet wird, kann die mit zunehmender Deformierung deutlich variierende Zirkulation entlang der Wirbellinie bei der Verwendung des Modells geradliniger Wirbelschleppen somit nicht abgebildet werden. Dies ist jedoch sowieso meist der Fall bei Gefährdungsuntersuchungen unter Verwendung von Modellen geradliniger Wirbelschleppen, bei denen die Wirbel üblicherweise eine feste, konstante Zirkulation besitzen. Die Studie kann somit neben Aussagen zum Einfluss des Deformierungsgrades auch Aussagen darüber liefern, inwiefern die Annahme von geradlinigen Wirbelschleppen und Verwendung entsprechender Modelle für eine Gefährdungsbewertung in Realität auftretende Effekte über- oder unterbewertet.

Das einfliegende Flugzeug befindet sich bei allen Simulationen in Landekonfiguration mit voll ausgefahrenen Hochauftriebsklappen und ausgefahrenem Fahrwerk. Der Autopilot ist in Höhen- und Kurshaltung aktiv (Flughöhe 4.000 ft) und das Autoschubsystem hält eine angezeigte Geschwindigkeit von 140 ktn. Somit kann der Flugzustand als repräsentativ für den Anflugfall angesehen werden. Dies heißt aber auch, dass die Lage und Position der

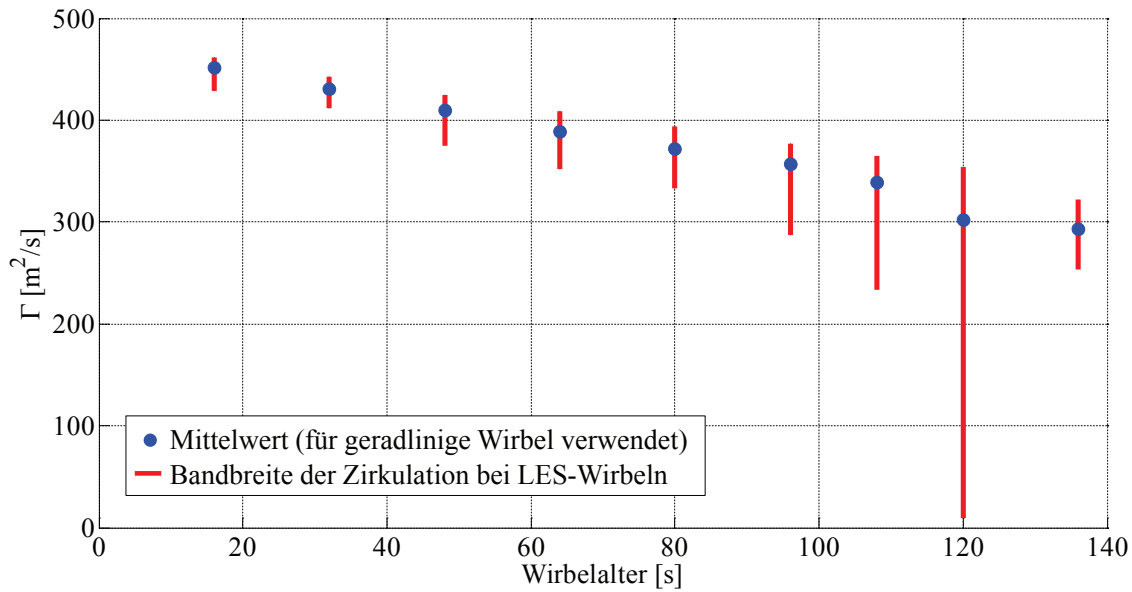


Abbildung 6.3: Zirkulationsverlauf (rot: Zirkulationsmarge der LES, blau: Mittelwert der bei geradlinigen Wirbeln verwendet wurde)

Wirbelschleppes variiert wird, nicht die Flugbahn des Flugzeugs. Die Wirbelschleppes wird somit immer ausgehend vom selben Referenzflugzustand getroffen. Dies stellt den deutlich einfacheren Fall für die Simulation dar. Der Unterschied zum realen Anflugfall, bei dem sich das Flugzeug im Sinkflug befindet, wird als vernachlässigbar angesehen, da sich dadurch maßgeblich lediglich der Schub ändert.

6.3 Ergebnisse

Zunächst soll an dieser Stelle die maximale Flugzeugreaktion, die bei den simulierten Durchflügen aufgetreten ist, für alle Wirbelalter ausgewertet werden. Abbildung 6.4 zeigt sowohl für geradlinige (rot) wie auch für deformierte Wirbel (blau) die maximale Flugzeugreaktion, die unter allen simulierten Durchflugwinkeln und -positionen aufgetreten ist, also den für das jeweilige Wirbelalter aufgetretenen *worst case* unabhängig von der Einfluggeometrie. Auf der linken Seite in Abbildung 6.4 sind der Betrag des maximalen Hängewinkels Φ_{max} , der maximalen Gierrate r_{max} und des maximalen $|RCR|_{max}$, sowie auf der rechten Seite der Betrag der maximalen Rollrate p_{max} , des maximalen Schiebewinkels β_{max} und der maximalen Änderung des vertikalen Lastvielfachen $n_{z,max}$ für alle untersuchten Wirbelalter gezeigt. Ebenfalls zeigt Abbildung 6.4 den Zeitpunkt des *Linking*, das zwischen den Wirbelal-

tern von $t_{age} = 108$ s und $t_{age} = 120$ s eintritt (schwarze, gestrichelte Linie).

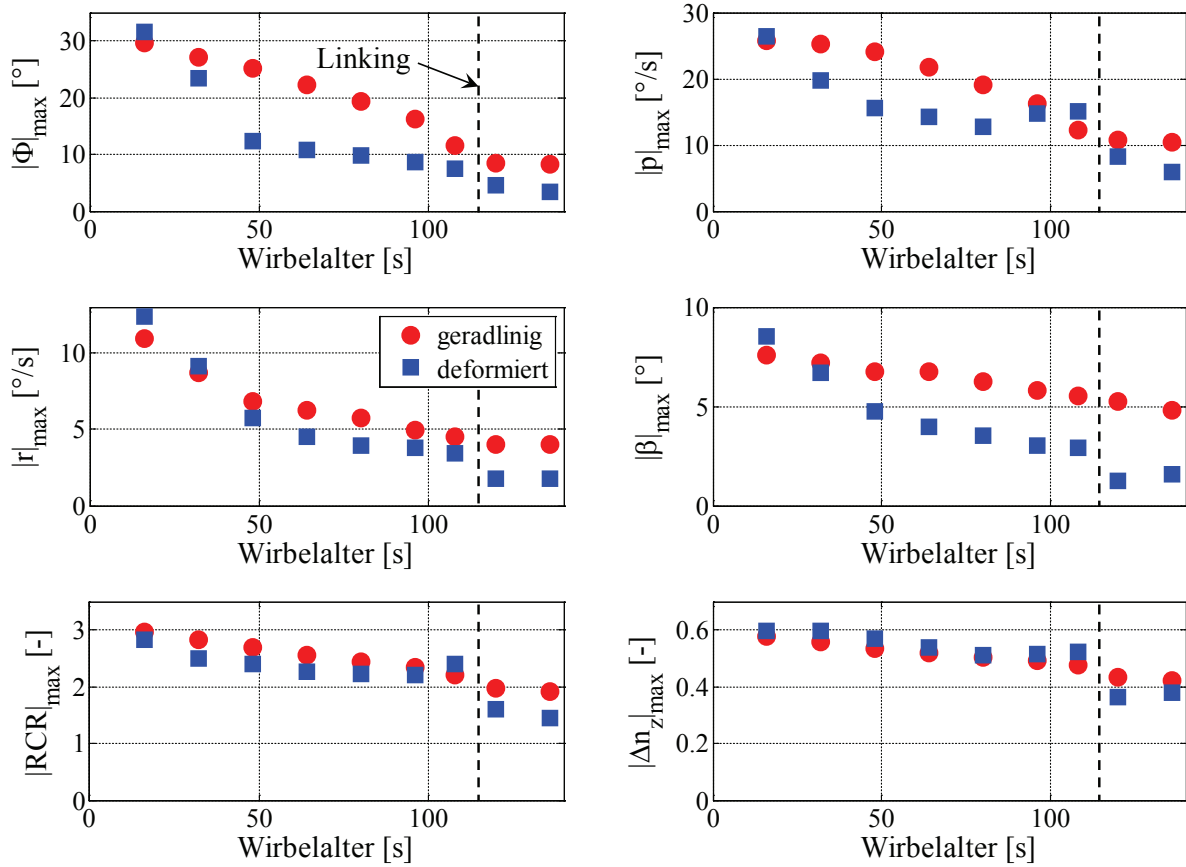


Abbildung 6.4: maximale Flugzeugreaktion bei verschiedenen Wirbelaltern [58]

Deutlich zu erkennen ist in Abbildung 6.4, dass bei einem Wirbelalter von $t_{age} = 16$ s die maximale Flugzeugreaktion bei Durchflug durch die geradlinigen, analytischen Wirbel und die zu diesem Wirbelalter noch nahezu geradlinigen LES-Wirbel annähernd gleich ist. Dies zeigt, dass beide Wirbel sich kurz nach der Erzeugung nahezu gleichen und vergleichbar sind. Die bei größeren Wirbelaltern auftretenden Unterschiede in der maximalen Flugzeugreaktion zwischen Durchflügen mit analytischen und LES-Wirbeln sind somit lediglich auf den Effekt der Deformierung und die damit einhergehende Variation der Zirkulation entlang der Wirbellinie bei den LES-Wirbeln zurückzuführen. Abgesehen vom Kernradius, der wie beschrieben bei den analytischen Wirbeln konstant gehalten wurde, bestehen keine weiteren Unterschiede zwischen beiden Wirbelmodellen.

Ebenfalls erkennt man in Abbildung 6.4, dass bei Durchflug durch die geradlinigen, analytischen Wirbel die maximale Flugzeugreaktion sich in der

Rollachse mit zunehmendem Wirbelalter in gleichem Maße wie die Zirkulation (vgl. Abbildung 6.3) abschwächt. Zunächst nehmen die maximale Rollrate und der maximale Hängewinkel relativ gleichmäßig ab und bleiben bei hohen Wirbelaltern annähernd konstant (ähnlich der Zirkulation). Dies ist zu erwarten, da bei geradlinigen Wirbeln die maximale Flugzeugreaktion bei kleinen Einflugwinkeln auftritt, bei denen die Zirkulation maßgeblich die Störung in der Rollachse beeinflusst. Somit sollte der Verlauf der maximalen Flugzeugreaktion mit dem Verlauf der Zirkulation korrelieren.

Im Gegensatz dazu nimmt die maximale Flugzeugreaktion bei Durchflug durch die deformierten LES-Wirbel mit zunehmendem Wirbelalter zunächst deutlich schneller ab, als der Verlauf der Zirkulation (vgl. Abbildung 6.3). Dieser Effekt nimmt pro Integrationsstufe der Flugzeugreaktion deutlich zu. So ist dieser Effekt im $|RCR|_{max}$ nur schwach zu erkennen, da dieses proportional zum maximalen induzierten Rollmoment ist. Eine Integration später ist der Effekt in der Rollrate deutlich stärker zu erkennen und wiederum eine Integration später im maximalen Hängewinkel sehr ausgeprägt. Dieser Umstand lässt darauf schließen, dass aufgrund der Wirbeldeformierung die Einwirkdauer des Rollmoments abnimmt, was die zeitliche Aufintegration der Rollbewegung hemmt. Zur Erläuterung des qualitativen Begriffs der Einwirkdauer sind in Abbildung 6.5 beispielhafte Zeitverläufe des RCR gezeigt. Untersuchungen aus dem Projekt „Wetter & Fliegen“ haben gezeigt, dass bei gleichem maximalem induziertem Rollmoment das aufintegrierte induzierte Rollmoment bei Durchflügen mit deformierten Wirbeln erheblich geringer ist [13]⁹. Dies zeigt ebenfalls, dass die Einwirkdauer der induzierten Kräfte und Momente bei deformierten Wirbeln geringer ist. Derselbe Effekt ist neben der Rollachse auch in der Gierachse zu erkennen, in der vertikalen Achse jedoch nicht, was darauf schließen lässt, dass vertikale Störungen während des Durchfluges von der Wirbeldeformierung weniger abhängen. Die deutliche Abnahme der maximalen Flugzeugreaktion mit zunehmendem Wirbelalter bei den deformierten LES-Wirbeln im Vergleich zu der maximalen Flugzeugreaktion mit den analytischen, geradlinigen Wirbeln ist bis zu einem Wirbelalter von ca. 80 s zu sehen, also dem für den praktischen Flugbetrieb eigentlich uninteressanten Teil.

Im Bereich kurz vor dem *Linking* (ab Wirbelalter von $t_{age} = 96$ s) zeigen jedoch sowohl das $|RCR|_{max}$, als auch die maximale Rollrate und die maxima-

⁹Institutsbericht des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2011 über die Tätigkeiten des DLR Instituts für Flugsystemtechnik zum Thema Wirbelkrümmung im DLR-Projekt „Wetter & Fliegen“

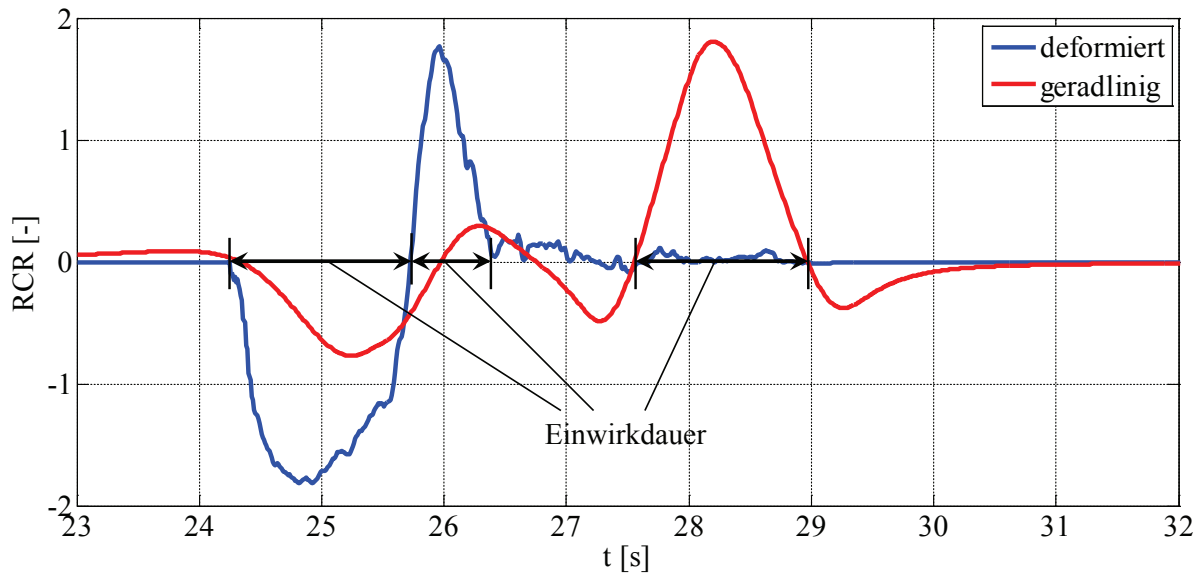


Abbildung 6.5: Erläuterung der Einwirkdauer anhand von beispielhaften Zeitschrieben des RCR bei Durchflügen mit maximaler Flugzeugreaktion bei 108 s alten Wirbeln und geradlinigen Wirbeln gleicher Stärke

le Änderung des vertikalen Lastvielfachen eine erneute Erhöhung, die sogar die maximale Flugzeugreaktion mit analytischen, geradlinigen Wirbeln überschreitet. Im Hängewinkel ist dieser Effekt nicht zu beobachten, was zeigt, dass die Durchflüge mit maximaler Flugzeugreaktion bei Wirbelaltern im Bereich des *Linkings* ebenfalls eine kürzere Einwirkdauer als mit geradlinigen Wirbeln aufweisen, die Flugzeugreaktion in diesem Fall jedoch schneller und mit größeren Beschleunigungen, somit heftiger, eintritt. Dieser Effekt ist mit der lokalen Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeiten der deformierten Wirbel im Bereich des *Linking* zu erklären, die durch die Annäherung der beiden Wirbellinien auftritt und bereits von Hennemann beschrieben wurde [29] (s. Abbildung 5.7). Nach dem *Linking* nimmt die maximale Flugzeugreaktion bei deformierten Wirbeln wieder ab, was durch die starke Deformierung der Wirbel und die dadurch resultierende kürzere Einwirkdauer der induzierten Kräfte und Momente bei Durchflug von Ringwirbeln verursacht wird.

Hinsichtlich der maximalen Flugzeugreaktion lässt sich somit folgern, dass die Wirbeldeformierung sich aufgrund der geringeren Einwirkdauer der Störung grundsätzlich positiv auswirkt, außer bei Wirbelaltern im Bereich des *Linkings*, bei dem sich die aufgrund der Deformierung auftretende temporäre, lokale Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeiten negativ auf die Auswirkung des Einfluges auswirkt. Neben der Betrachtung des möglichen *worst case* sel-

ber, muss außerdem die Wahrscheinlichkeit eines solchen *worst case* betrachtet werden. Zunächst kann vermutet werden, dass sich die Wirbeldeformierung nicht nur auf die Größenordnung der maximalen Störung, sondern auch auf die Häufigkeit von Durchflügen mit großer Flugzeugreaktion auswirkt. Abbildung 6.6 zeigt die Häufigkeitsverteilung nennenswerter Flugzeugreaktionen bei Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbeln. Hierbei werden Durchflüge als solche mit nennenswerter Flugzeugreaktion gewertet, bei denen der Hängewinkel betragsmäßig größer als 10° , die Rollrate größer als $10^\circ/\text{s}$ oder die Änderung des vertikalen Lastvielfachen größer als 0,5 g ist. Die Angabe über jedem Balken in Abbildung 6.6 zeigt die absolute und relative Anzahl der Wirbeldurchflüge, bei denen die jeweilige Grenze überschritten wurde. So wurde z.B. bei 1275 aller simulierten Durchflüge mit geradlinigen und deformierten Wirbeln ein Hängewinkel von 10° überschritten, was 0,27% aller Durchflüge entspricht. Dass die Anzahl der Durchflüge mit nennenswerter Flugzeugreaktion gegenüber der Gesamtanzahl der simulierten Durchflüge vergleichsweise gering ist liegt daran, dass unter vielen Parameterkombinationen von Durchflugwinkeln und -position die Wirbel nicht oder nur schwach getroffen wird.

Abbildung 6.6 zeigt eindeutig, dass Durchflüge mit nennenswerter Flugzeugreaktion häufiger bei geradlinigen Wirbeln auftraten. Nennenswerte Hängewinkeln oder nennenswerte Rollraten traten zu über 70% bei Durchflügen

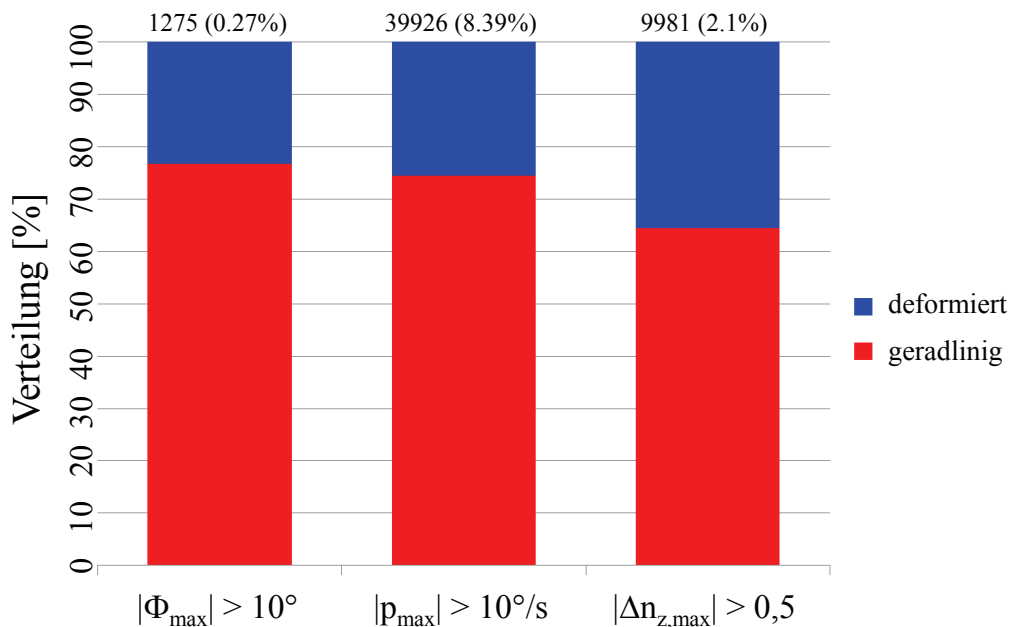


Abbildung 6.6: Häufigkeit nennenswerter Flugzeugreaktionen bei geradlinigen und deformierten Wirbeln [58]

durch geradlinige Wirbel auf, nennenswerte Änderungen des vertikalen Lastvielfachen immerhin zu über 60% bei Durchflügen mit geradlinigen Wirbeln. Hierbei ist zu beachten, dass wie in Kapitel 6.2 beschrieben aufgrund der Variation der Durchflugposition in Längsrichtung bei deformierten Wirbeln viermal mehr Durchflüge simuliert wurden.

Die Ergebnisse zeigen, dass Wirbeldeformierung die Flugzeugreaktion bei den meisten Wirbelaltern abschwächt, im Bereich kurz vor und während des *Linkings* jedoch zu stärkeren Flugzeugreaktionen führen kann als bei geradlinigen Wirbeln. Die Wahrscheinlichkeit einer solchen, starken Flugzeugreaktion während des Durchfluges wird aufgrund der Wirbeldeformierung jedoch deutlich verringert.

Ein weiterer zu untersuchender Punkt ist, unter welchen Durchflugbedingungen die größte Flugzeugreaktion auftritt und ob Wirbeldeformierung hierauf einen Einfluss besitzt. Für den Vergleich der Flugzeugreaktion zwischen Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbeln wird der jeweilige Parameter bezogen auf den Maximalwert bei Durchflug von geradlinigen Wirbeln angegeben. Somit ist deutlich zu erkennen, ob die maximale Flugzeugreaktion bei Durchflug durch deformierte Wirbel größer und geringer ist als bei gleichstarken, geradlinigen Wirbeln. Nachfolgend soll die Flugzeugreaktion anhand des Hängewinkels, der Rollrate und der Änderung des vertikalen Lastvielfachen analysiert werden. Für die Auswertung werden folgende Parameter definiert:

$$\varepsilon_{\Phi} = \frac{\Phi_{max}}{\Phi_{max,geradlinig}} \cdot 100 \quad (6.1)$$

$$\varepsilon_p = \frac{p_{max}}{p_{max,geradlinig}} \cdot 100 \quad (6.2)$$

$$\varepsilon_n = \frac{n_{z,max}}{n_{z,max,geradlinig}} \cdot 100 \quad (6.3)$$

Es ist dabei zu beachten, dass für eine Kombination der Einflugwinkel Durchflüge an verschiedenen lateralen und im Falle von deformierten Wirbeln auch longitudinalen Durchflugpositionen simuliert wurden. Für die nachfolgenden Darstellungen wird für die Einflugwinkelkombinationen jeweils die größte Flugzeugreaktion aller verschiedenen Durchflugpositionen angegeben.

Abbildung 6.7 zeigt die Verteilung des maximalen Hängewinkels als Funktion der beiden Einflugwinkel $\Delta\gamma$ und $\Delta\Psi$ in relativer Darstellung des oben beschriebenen Parameters ε_Φ für 16 s alte Wirbel. Zu diesem Wirbelalter ist auch die Wirbelschleppe aus den LES noch nahezu geradlinig.

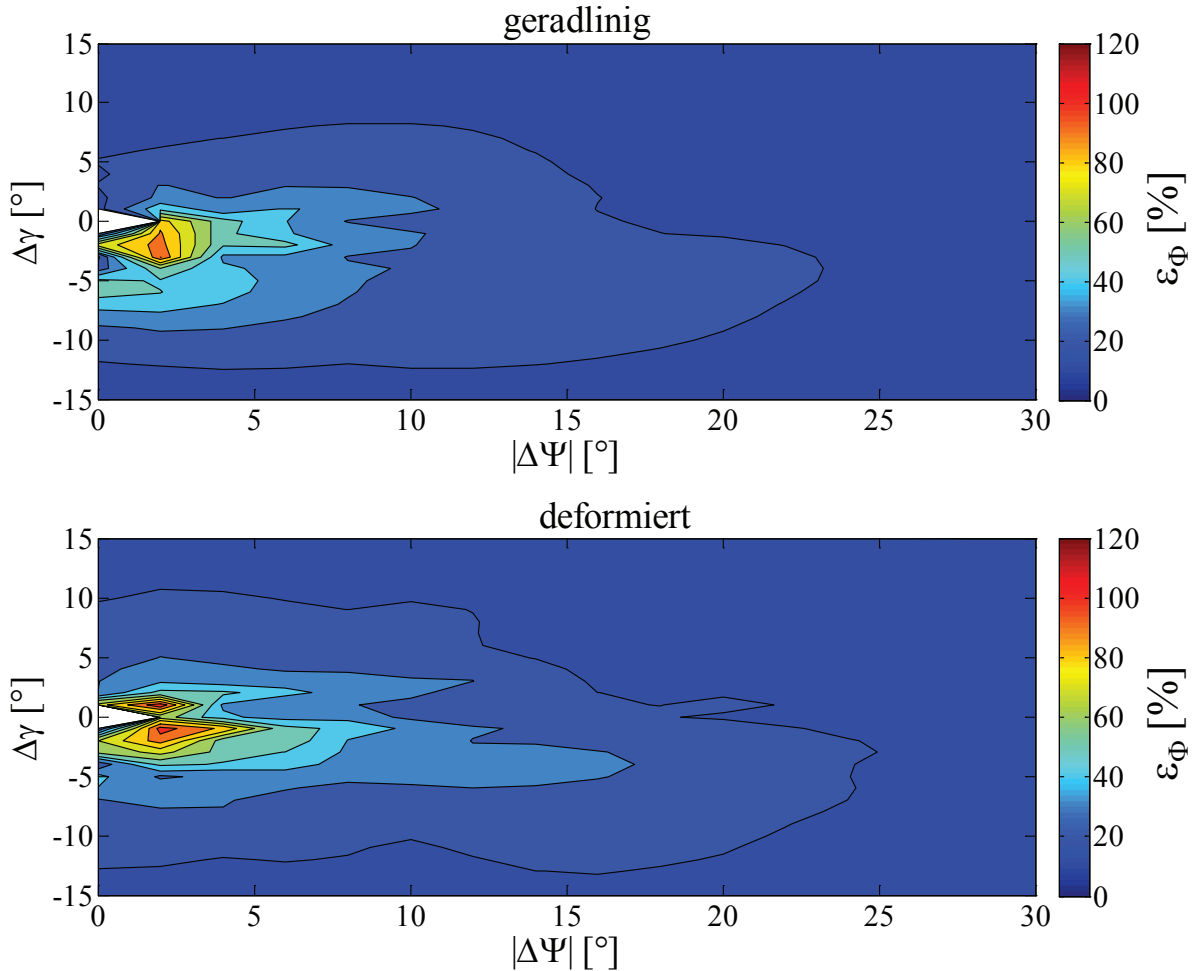


Abbildung 6.7: Verteilung des maximalen Hängewinkels bei 16 s alten Wirbeln [58]

In Abbildung 6.7 ist zu erkennen, dass beide Fälle mit analytischen und LES-Wirbeln sich sehr ähneln. Dies ist ein weiterer Beweis dafür, dass beide Modelle für sehr junge Wirbelalter, bei denen bei den LES-Wirbeln noch keine Deformierung eingesetzt hat, vergleichbar sind. Man erkennt in beiden Fällen, dass die größte Flugzeugreaktion bei kleinen Einflugwinkeln im Bereich von 2° - 3° auftritt. Dass in Abbildung 6.7 das Maximum der Durchflüge mit LES-Wirbeln bei ca. 100% liegt zeigt ebenso wie Abbildung 6.4, dass in beiden Fällen die maximalen Hängewinkel während des Durchfluges von vergleichbarer Größenordnung sind.

Nach Einsetzen der Deformierung unterscheiden sich die Winkelbereiche der Maxima der Flugzeugreaktion zunehmend. Abbildung 6.8 zeigt dieselbe Ansicht wie zuvor, jedoch für die maximale Rollrate während des Durchfluges von 108 s alten Wirbeln. Diese Wirbel sind stark deformiert und befinden sich im Stadium der welligen Wirbel kurz vor dem *Linking*.

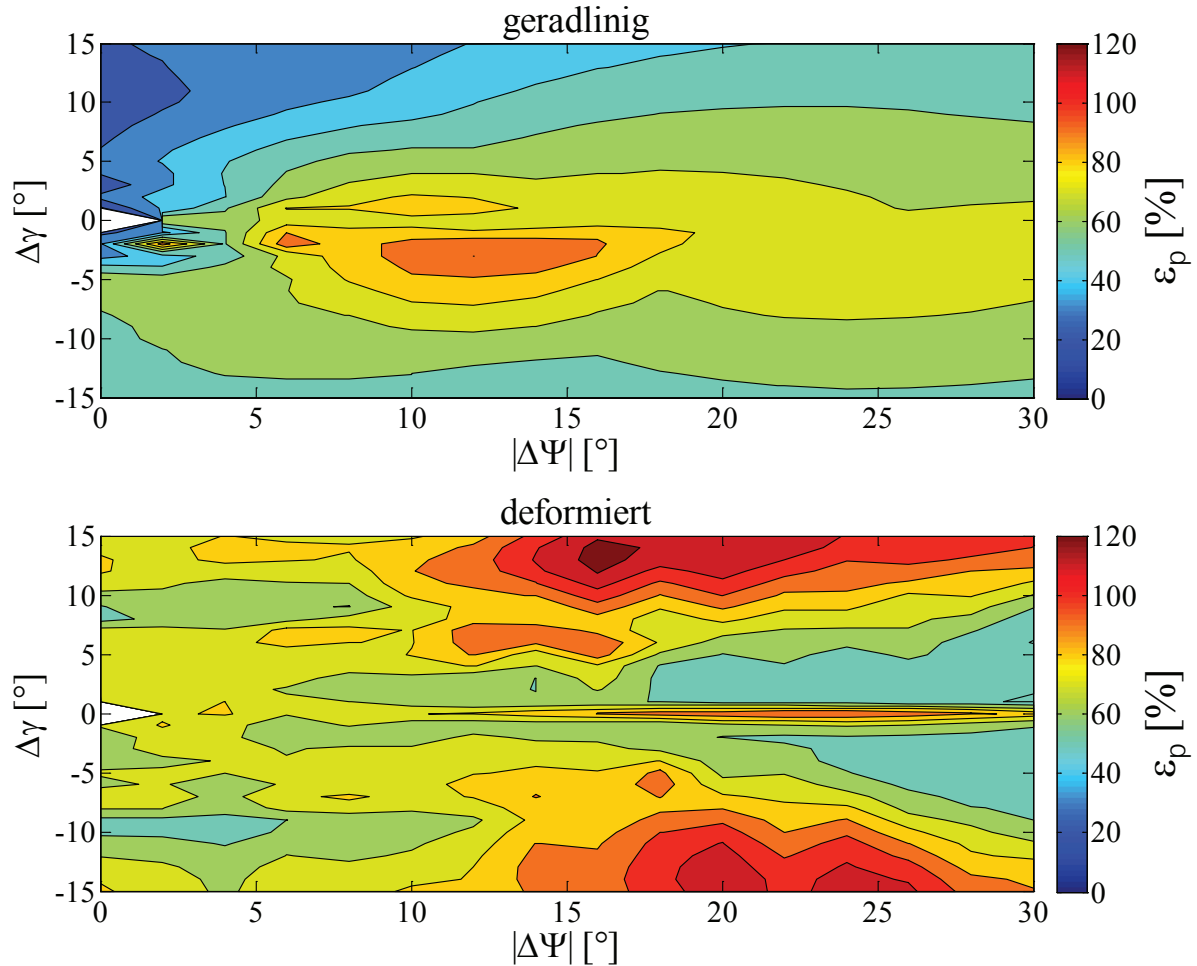


Abbildung 6.8: Verteilung der max. Rollgeschwindigkeit bei 108 s alten Wirbeln [58]

Man erkennt in Abbildung 6.8 bei den Durchflügen durch die deformierten Wirbel eine deutliche Verschiebung der Maxima hin zu größeren Einflugwinkeln. Während bei den geradlinigen Wirbeln die größten Rollraten bei Bahnneigungsunterschieden $\Delta\gamma$ von 0°-5° und Azimutunterschieden $\Delta\Psi$ von 8°-16° auftreten, befinden sich die Bereiche mit den größten Rollraten bei den deformierten Wirbeln in $\Delta\gamma$ zwischen 10°-15° und in $\Delta\Psi$ zwischen 15°-25°. Diese Verschiebung der Maxima hin zu größeren Einflugwinkeln entsteht durch die von der Wirbeldeformierung bedingte, unterschiedliche Durchflug-

geometrie und wurde in [58] erläutert. Da während des Anfluges auf eine Landebahn die Bahnunterschiede zwischen hintereinander fliegendem Erzeuger und Einfliegendem meist klein sind, könnte sich dieser Effekt durch die Wirbeldeformierung neben der oben beschriebenen geringeren Häufigkeit von Durchflügen mit starker Flugzeugreaktion zusätzlich positiv auswirken. Allerdings muss hierbei auch berücksichtigt werden, dass sich durch die Drift der Wirbelschleppe bei Seitenwind die Einflugwinkel auch erhöhen können, wie z.B. bei eng nebeneinander liegenden, parallelen Bahnen, wo bei Seitenwind die Wirbelschleppe eines auf die parallele Landebahn anfliegenden, vorausfliegenden Flugzeugs getroffen werden kann. Des Weiteren ist in Abbildung 6.8 ebenfalls deutlich zu erkennen, dass die maximale Rollrate bei Durchflügen durch die deformierten Wirbel größer ist als bei den geradlinigen Wirbeln, was auch in Abbildung 6.4 zu erkennen ist.

Für Ringwirbel zeigte Abbildung 6.4 eine deutlich geringere Flugzeugreaktion als bei Durchflügen durch geradlinige Wirbel gleicher Stärke. Die Betrachtung der Verteilung der maximalen Flugzeugreaktion für die Einflugwinkel zeigt jedoch auch, dass es bei Durchflug durch Ringwirbel keine ausgeprägten Winkelbereiche gibt, in denen die maximale Flugzeugreaktion auftritt. Abbildung 6.9 zeigt die Verteilung der maximalen Änderung des Lastvielfachen bei 136 s alten Ringwirbeln. Hier ist eindeutig zu sehen, dass die maximalen Änderungen des Lastvielfachen bei den Ringwirbeln im gesamten gezeigten Winkelbereich 50%-80% des Maximalwertes bei Durchflug durch die geradlinigen Wirbel beträgt. Die Bereiche der Maxima bei geradlinigen Wirbeln zeigen eine ähnliche Gestalt wie in Abbildung 6.8 mit dezidierten Maximalbereichen.

Die Verteilung der maximalen Flugzeugreaktion über den gesamten untersuchten Winkelbereich bei Durchflug durch Ringwirbel ist damit zu erklären, dass aufgrund der Ringbildung unabhängig vom Einflugwinkel immer Bereiche des Wirbels tangential zur Wirbellinie getroffen werden können, somit unter kleinen lokalen Winkeln zur Wirbellinie. Durch die Deformierung ist die Einwirkdauer jedoch deutlich verringert, was die schwächere maximale Flugzeugreaktion erklärt.

In allen drei Abbildungen fällt dazu auf, dass die Verteilung in $\Delta\gamma$ nicht symmetrisch ist, was zumindest für geradlinige Wirbel vermutet werden könnte, da das Strömungsfeld der Wirbel vertikal symmetrisch ist. Die asymmetrische Verteilung der Flugzeugreaktion entsteht hierbei durch die Asymmetrie des einfliegenden Flugzeugs. Es macht hinsichtlich der Flugzeugreaktion beim Durchflug durch eine Wirbelschleppe durchaus einen Unterschied, ob

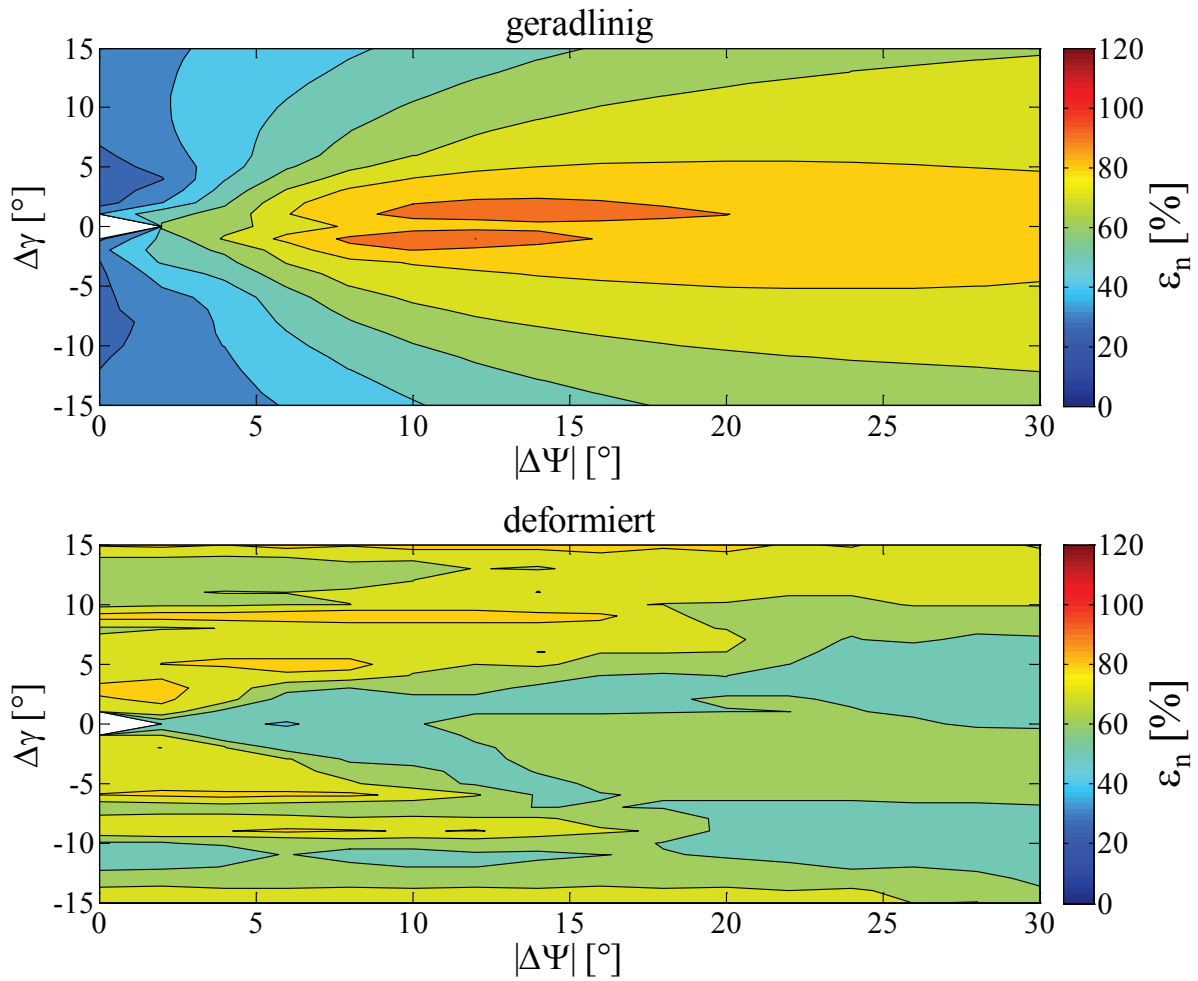


Abbildung 6.9: Verteilung des maximalen n_z bei 136 s alten Wirbeln [58]

der Wirbel von unten durchflogen wird und somit das Seitenleitwerk zuerst in den Einfluss der Wirbelströmung gerät, oder ob beim Einflug von oben die unten liegenden Flügel als erstes beeinflusst werden.

Vergleicht man Abbildung 6.7 bis Abbildung 6.9 mit den Ergebnissen von Loucel und Crouch [51][52]¹⁰ (vgl. Abbildung 5.5) so erkennt man, dass sich die Ergebnisse hinsichtlich der Verteilung der Durchflugwinkel mit maximaler Flugzeugreaktion für geradlinige Wirbel ähneln. Die größte Flugzeugreaktion tritt hier in beiden Fällen bei kleinen Einflugwinkeln auf. Die Verteilung für deformierte Wirbel zeigt jedoch einige Unterschiede. Bei Loucel und Crouch treten die Durchflüge mit maximaler Flugzeugreaktion auch bei deformierten Wirbeln bei kleinen Einflugwinkeln auf, während in Abbildung 6.8 eindeu-

¹⁰Konferenzbeitrag und Veröffentlichung von R. E. Loucel und J. D. Crouch aus den Jahren 2004 und 2005 über eine Flugsimulatorstudie zu Wirbelschleppendurchflügen mit deformierten Wirbelschleppen

tig eine Verschiebung hin zu größeren Einflugwinkeln zu erkennen ist. Hierzu muss der Leser bedenken, dass Loucel und Crouch in Ihrer Studie auch die deformierten Wirbel mit einer sehr hohen Zirkulation in der Größenordnung der Anfangszirkulation simulierten, was die Durchflüge aufgrund der größeren Wirbelstärke beeinflussen kann. Zusätzlich wurde von Loucel und Crouch eine konstante Zirkulation entlang der Wirbellinie angenommen, so dass besonders die erhöhten Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich des *Linkings* nicht abgebildet werden können. Des Weiteren geht aus der Arbeit von Loucel und Crouch nicht hervor in welchem Bereich die Einfluggeometrie auch hinsichtlich der lateralen und longitudinalen Durchflugposition variiert wurde. Es kann somit nicht gesagt werden, ob der Umfang der Simulationen den hier beschriebenen entspricht.

Zusammenfassend lässt sich über die Erkenntnisse durch die Simulationsstudie sagen, dass grundsätzlich die Flugzeugreaktion durch die Wirbeldeformierung aufgrund der geringeren Einwirkdauer abgeschwächt wird. Einzig bei Wirbelaltern im Bereich des *Linkings* tritt eine größere Flugzeugreaktion auf als bei Durchflug durch vergleichbar starke, geradlinige Wirbel. Dies ist mit der lokalen Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich des *Linkings* zu erklären. Große Flugzeugreaktionen sind bei Durchflug durch deformierte Wirbel jedoch seltener. Außerdem wird durch die Wirbeldeformierung der Winkelbereich, in dem die maximale Flugzeugreaktion auftritt, hin zu größeren Einflugwinkeln verschoben, was zumindest in der Anflugphase die Wahrscheinlichkeit großer Flugzeugreaktionen weiter senkt. Grundsätzlich ist also der *worst case* für wellige Wirbel schlechter, dafür jedoch weniger wahrscheinlich.

6.4 Einfluss der Reglerdynamik

Wie in Kapitel 6.1.2 beschrieben, verfügt das Simulationsmodell über ein reglerunterstütztes Flugsteuerungssystem mit Autopiloten, der bei den Durchflugsimulationen in Höhen-, Kurs- und Fahrthaltung aktiv war. Die Reaktion des Flugzeugs ist somit während des Durchfluges neben der Dynamik der Störung auch von der Dynamik des Reglers abhängig. Da, wie in Kapitel 6.1.2 beschrieben, die Reaktion des vorliegenden Autopiloten auf äußere Störungen bisher nicht anhand von Flugmessdaten von ATRA identifiziert werden konnte, stellt dies unter Umständen eine Verfälschung der Ergebnisse dar. Um ausschließen zu können, dass die gefundenen Unterschiede zwischen

Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbeln von der Reglerdynamik herrühren, wurde eine entsprechende Untersuchung mit Variation der Verstärkung des Rollreglers durchgeführt.

Es muss an dieser Stelle darauf hingewiesen werden, dass in dieser Arbeit nicht der Einfluss von Reglerauslegung auf die Charakteristik und die Gefährlichkeit von Wirbeldurchflügen umfassend untersucht werden soll und kann. Dieses Thema ist ein für sich eigenes, abgeschlossenes Forschungsgebiet, das sicherlich das Potential zu einer eigenen umfangreichen Forschungsarbeit bietet. An dieser Stelle soll lediglich ausgeschlossen werden, dass eine unterschiedliche Reglerauslegung grundsätzlich etwas an den gefundenen Ergebnissen ändert.

Um die Ergebnisse der Simulationen gegenüber den oben gezeigten nicht zu sehr zu verfälschen, wurde hier der Autopilot weiterhin unverändert verwendet und lediglich die Steuerkommandos für Querruder und Rollspoiler unterbrochen. Stattdessen wurde eine einfache, proportionale Rückführung der Rollrate und des Hängewinkels auf Querruder und Rollspoiler verwendet. Die Aufteilung des Rollkommandos auf Querruder und Rollspoiler wurde dabei unverändert übernommen. Der kommandierte Querruderausschlag ξ_{komm} berechnet sich mit

$$\xi_{komm} = k_p \cdot p + k_\Phi \cdot \Phi \quad (6.4)$$

mit der Rollrate p , dem Hängewinkel Φ und den Reglerverstärkungen k_p und k_Φ , die hier variiert wurden. Zusätzlich zu dem Querruderkommando werden ebenfalls Rollspoilerausschläge kommandiert. Diese sind im ursprünglichen Rollregler proportional zum Querruderausschlag, weshalb hier dieselbe Modellierung unverändert verwendet werden kann. Der proportionale Zusammenhang zwischen Querruder- und Rollspoilerkommando ist dabei abhängig von der Hochauftriebskonfiguration und der Flughöhe, somit in dem untersuchten Fall nahezu konstant. Um keine weitere Verfälschung der Ergebnisse durch den Gierdämpfer des Autopiloten zu erzeugen wurde ebenfalls das Seitenruderkommando unterbrochen. Die Flugzeugreaktion in der Rollachse wird somit lediglich durch den Rollregler und nicht durch an dieser Stelle ungewollte Seitenruderausschläge beeinflusst.

Für die Variation der Reglerverstärkungen wurde jeweils der Durchflug mit der maximalen Rollrate bei einem Wirbelalter von 108 s mit geradlinigen und deformierten Wirbelschleppen verwendet. Abbildung 6.11 zeigt die maximale Rollrate während des Durchfluges als Funktion der Reglerverstärkungen des Rollreglers. Der maximale Hängewinkel ist entsprechend in Abbildung 6.12

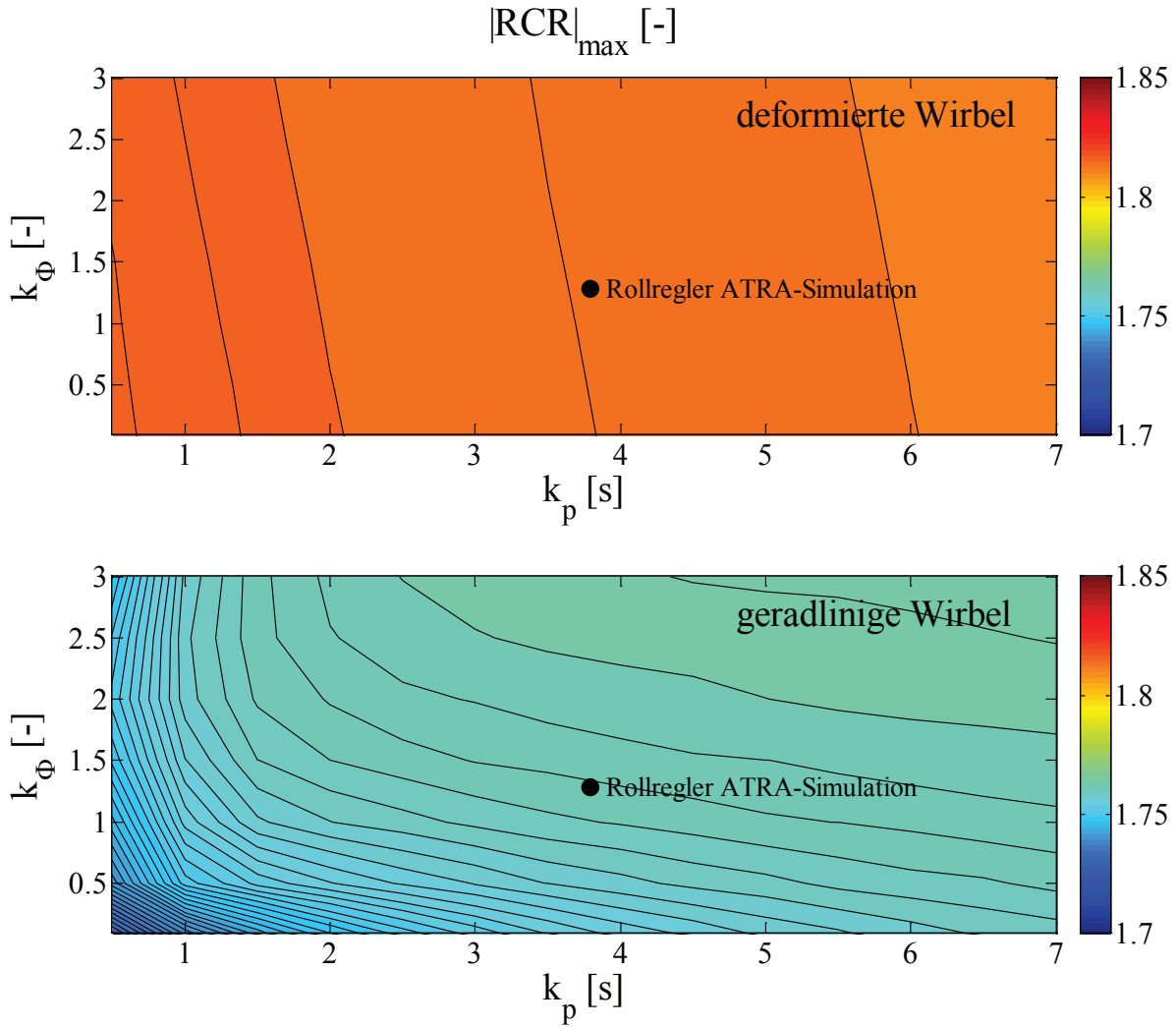


Abbildung 6.10: $|RCR|_{max}$ bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)

gezeigt. Um sicher zu gehen, dass sich aufgrund der geänderten Reglerdynamik nicht auch die Flugbahn durch die Wirbelschleppe und damit die Störung selber ändert ist in Abbildung 6.10 das $|RCR|_{max}$ während des Durchfluges für alle Paarungen von Reglerverstärkungen gezeigt.

Insgesamt ist in Abbildung 6.10 zu sehen, dass das $|RCR|_{max}$ bei Durchflug durch die geradlinigen und deformierten Wirbel leicht unterschiedlich ist (deformiert: $|RCR|_{max} \approx 1,8$, geradlinig: $|RCR|_{max} \approx 1,76$). Jedoch ändern sich diese Werte im gesamten Bereich der Variation der Reglerverstärkungen nur marginal. Die Änderung der Reglerdynamik wirkt sich somit nicht derart auf die Flugbahn aus, dass sich die Störung grundlegend ändert.

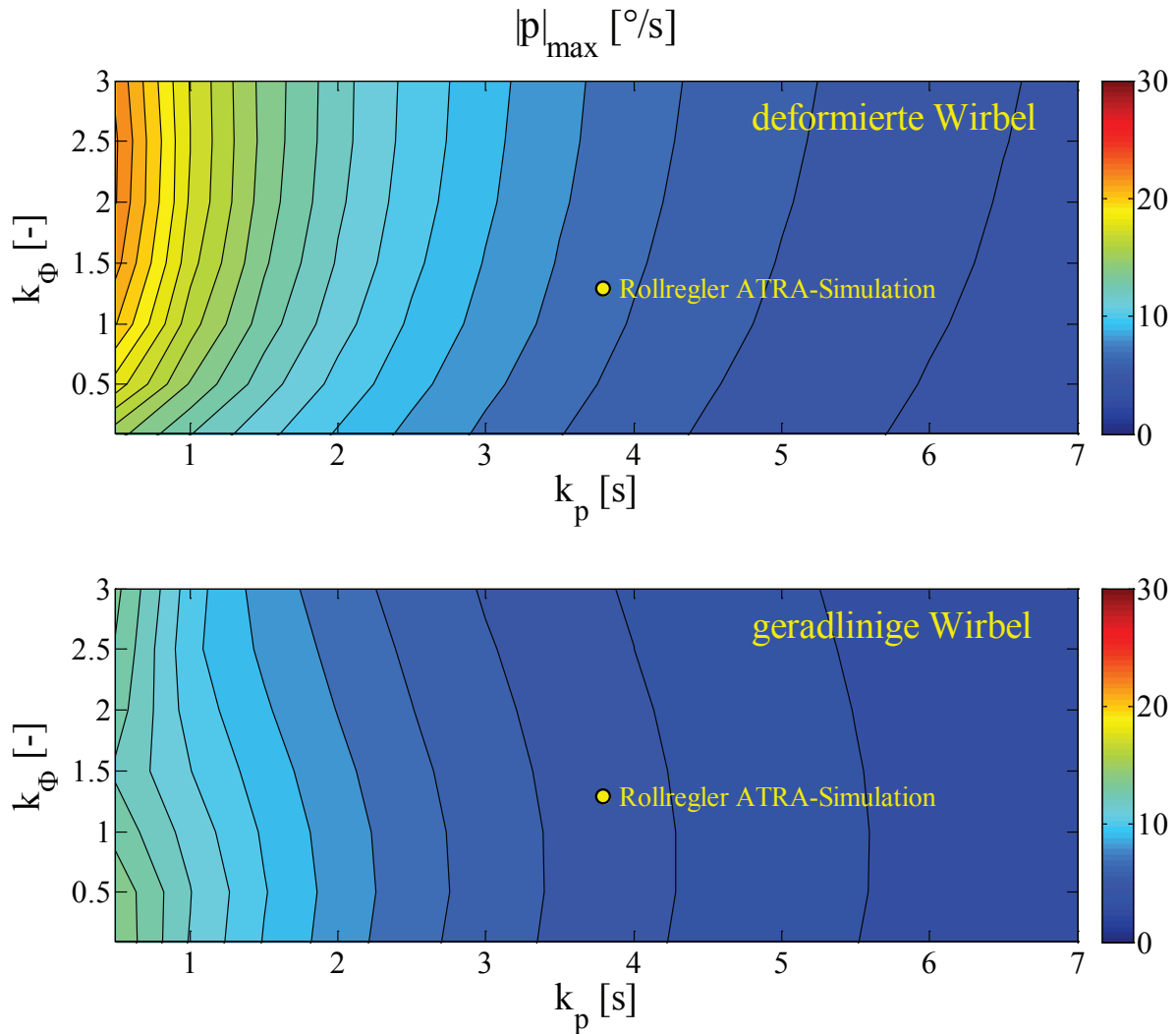


Abbildung 6.11: Resultierende Rollrate bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)

In Abbildung 6.11 und Abbildung 6.12 ist zusätzlich die Kombination der Reglerverstärkungen für Rolldämpfer und Hängewinkelregler gezeigt, wie sie im regulären, hier verwendeten Flugsteuerungssystem der ATRA-Simulation verwendet werden. Hinsichtlich der maximalen Rollrate sieht man in Abbildung 6.11 gut, dass erwartungsgemäß der größte Einfluss durch die Reglerverstärkung k_p entsteht. Diese beeinflusst maßgeblich die Dämpfung des Reglers, während durch die Rückführung des Hängewinkels die Bandbreite des Reglers verändert werden kann. Man erkennt in Abbildung 6.11 gut, wie mit abnehmender Verstärkung der Rückführung der Rollrate k_p die maximale, während des Durchfluges entstehende Rollrate zunimmt. Der Vergleich

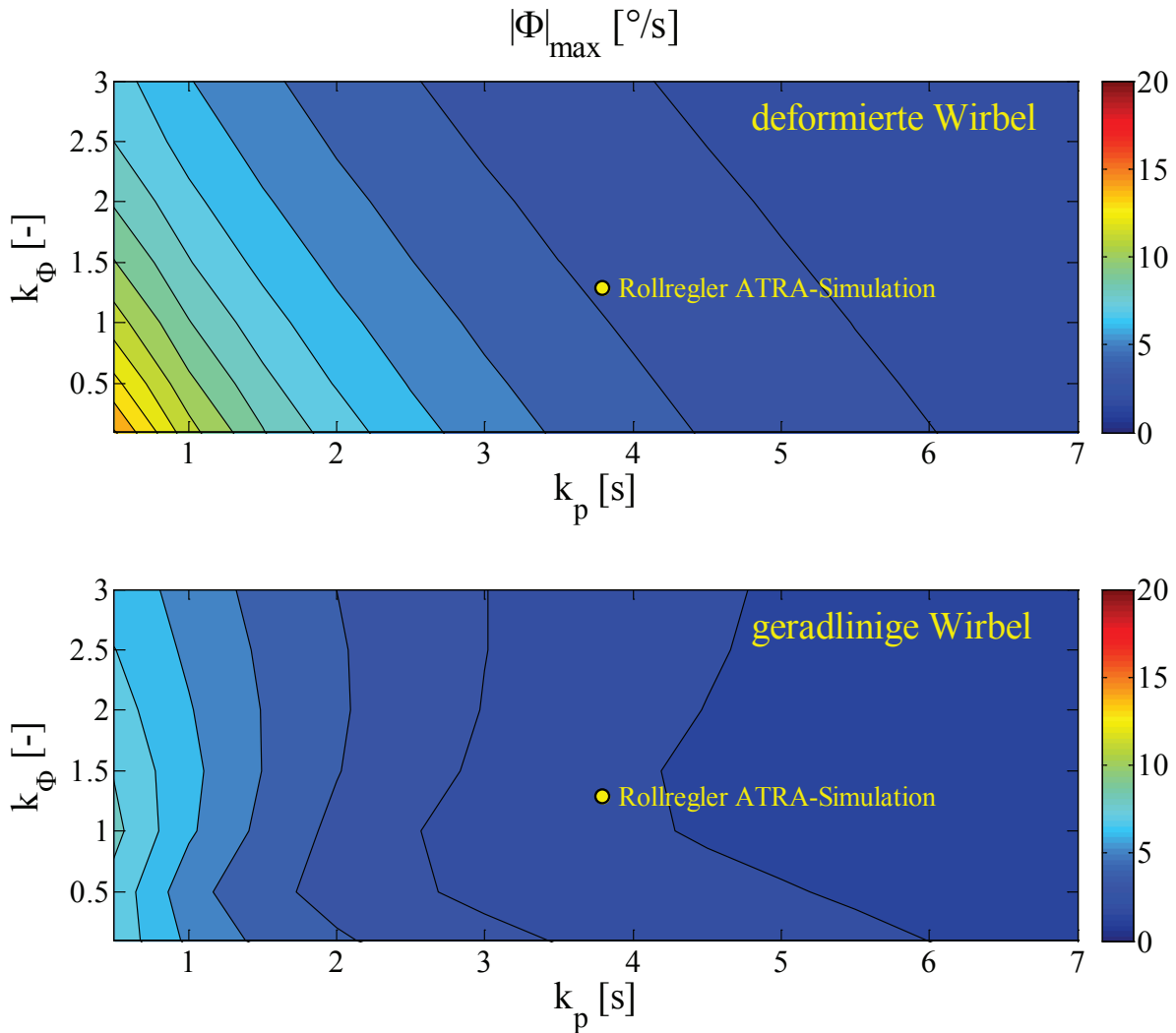


Abbildung 6.12: Resultierender Hängewinkel bei unterschiedlichen Reglerverstärkungen (Durchflugbedingungen mit maximaler Rollrate bei Wirbelalter von 108 s)

zwischen deformierten und geradlinigen Wirbeln zeigt dabei keine gravierenden Unterschiede. Es ist also davon auszugehen, dass sich eine Variation der Verstärkungsfaktoren in sinnvollen Bereichen gleichermaßen auf Durchflüge durch geradlinige und deformierte Wirbel auswirkt.

Ein ähnlicher Effekt ist bei der Betrachtung des maximalen Hängewinkels zu beobachten. Abbildung 6.12 zeigt hier jedoch eine größere Abhängigkeit des maximalen Hängewinkels von der Verstärkung der Rückführung des Hängewinkels bei Durchflügen durch deformierte Wirbel als bei geradlinigen. Dies ist damit zu erklären, dass wie bereits erwähnt mit der Rückführung des Hängewinkels die Bandbreite des Reglers hinsichtlich der aussteuerbaren

Frequenzen verändert wird. Da bei Durchflügen durch deformierte Wirbelschleppen die wirbelinduzierten Kräfte und Momente ein größeres Frequenzspektrum und höhere Frequenzen aufweisen als bei geradlinigen Wirbeln, führt eine Reduzierung der entsprechenden Reglerverstärkung notwendigerweise zu einer stärkeren Limitierung des Reglers als bei einer Störung mit deutlich niedrigeren Anregungsfrequenzen.

Abbildung 6.11 und Abbildung 6.12 zeigen, dass die oben genannten Unterschiede im Reglerverhalten zwischen Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbeln erst bei sehr kleinen Reglerverstärkungen entstehen. Im Bereich, in dem die Verstärkungsfaktoren der ATRA-Simulation liegen, wirken sich Änderungen der Reglerdynamik jedoch bei Durchflügen durch geradlinige und deformierte Wirbel in gleicher Weise aus.

Dieses Ergebnis ist für die Interpretation der Simulationsergebnisse wichtig. Sollte, wie vermutet werden kann, das Störverhalten des in der Simulation verwendeten Reglers nicht dem Verhalten des originalen A320-Flugsteuerungssystems entsprechen, hat dies lediglich Einfluss auf die Größenordnung der resultierenden Flugzeugreaktion, nicht jedoch auf die charakteristischen Unterschiede zwischen Durchflügen mit geradlinigen und deformierten Wirbeln, wie sie z.B. in Abbildung 6.4 zu sehen ist. Insbesondere die erhöhte Flugzeugreaktion bei Durchflug von Wirbeln im Bereich des *Linkings* ist somit nicht auf Interferenzen zwischen Reglerdynamik und der unterschiedlichen Charakteristik der Störung zurückzuführen, sondern ist offensichtlich ausschließlich mit den größeren Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich der Annäherung der Wirbellinien zu erklären. Es handelt sich dabei somit um ein reines Resultat der Wirbeldeformierung.

Die Ergebnisse zeigen aber auch eindrucklich die Möglichkeit, über eine veränderte Reglerauslegung die Flugzeugreaktion während eines Wirbelschleppeneinfluges zu beeinflussen. Der Einfluss der Reglerauslegung auf die Charakteristik von Wirbelschleppdurchflügen sollte jedoch unabhängig von dieser Arbeit als eigenständiges Forschungsthema untersucht werden.

7 Subjektive Bewertung

Piloten stellen eine verlässliche Quelle dar, um zu bewerten, was im operationellen Betrieb eines Flugzeugs an äußeren Störungen auf das Flugzeug akzeptabel ist und was nicht. Aus diesem Grund sind Bewertungen durch Piloten unerlässlich für Gefährdungsbewertungen von Wirbelschleppendurchflügen. Wie bereits erwähnt ist der persönliche Eindruck einer Gefahr für jeden Menschen anders und eine menschliche Bewertung unterliegt somit einer Subjektivität. Diese Aspekte und wie für eine wissenschaftliche Untersuchung damit umgegangen werden kann (z.B. durch große Statistikbasis), wurden in Kapitel 4 erläutert.

Um den Einfluss der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit eines Wirbelschleppendurchfluges zu bewerten, wurden verschiedene Kampagnen mit Piloten durchgeführt, bei denen Piloten durch simulierte Wirbelschleppen fliegen und anschließend den Durchflug beurteilen sollten. Dabei hat jeder der bei den einzelnen Kampagnen verwendeten Versuchsträger seine spezifischen Vor- und Nachteile, die sich jedoch ergänzen, so dass die Ergebnisse zusammen mit den Ergebnissen der objektiven Gefährdungsbewertung aus Kapitel 6 ein Gesamtbild ergeben. Nachfolgend sind Kampagnen in einem A330-Bewegungssimulator, dem Inflight-Simulator ATTAS des DLR und dem AVES-Bewegungssimulator des DLR beschrieben. In den Kampagnen werden ebenfalls sowohl verschieden deformierte als auch geradlinige Wirbelschleppen verwendet. Das Szenario des Wirbeldurchflugs, sowie die Methodik der Bewertung und Auswertung sind bei jeder der Kampagnen identisch, um vergleichbar zu sein. In allen Fällen handelt es sich dabei um Wirbelschleppendurchflüge während des Endanfluges, jedoch außerhalb des Bodeneffekts. Den Unterschied zwischen den einzelnen Kampagnen stellen die verschiedenen Flugzeugmuster dar. Da eine Grenze für eine Gefährdungsmetrik jedoch ohnehin flugzeugunabhängig und allgemein gültig sein sollte, stellt dieser Umstand eher eine Möglichkeit zur Generalisierung der Ergebnisse als ein Problem dar.

Ein allgemeines Problem bei Wirbelschleppenversuchen mit Piloten stellen allerdings Trainingseffekte dar. Da bei entsprechenden Kampagnen Piloten aufeinanderfolgend eine Vielzahl an Wirbelschleppendurchflügen absolvieren

müssen, stellt sich unweigerlich eine Verbesserung des Vermögens der Piloten, mit der Störung umgehen zu können, ein. Hierdurch werden unter Umständen die subjektiven Bewertungen durch die Piloten mit der Zeit besser. Dieser Effekt ist bekannt und wurde unter anderem im Rahmen des EU-Projektes S-WAKE dokumentiert [110]¹. Um Trainingseffekte zu minimieren wurden bei allen im Rahmen der hier beschriebenen Arbeit durchgeführten Versuche mit Piloten die Wirbelschleppendurchflüge jedes Mal in unterschiedlicher Höhe simuliert, so dass der Pilot nicht vorhersehen konnte, wann er die Wirbelschleppe trifft. Ebenfalls wurden schwache und schwere Durchflüge gemischt, damit es für den Piloten unvorhersehbar ist, welche Art der Störung er erfahren wird.

Trainingseffekte lassen sich auf diese Weise zwar nicht gänzlich ausschließen, können jedoch soweit minimiert werden, dass man sie nicht mehr in den Bewertungen erkennen kann. Ein weiterer Effekt, der bei Wirbelschleppenversuchen mit Piloten nicht zu vermeiden ist, ist das fehlende Überraschungsmoment. Auch wenn der Pilot in einem entsprechenden Versuch zwar nicht weiß, wann und mit welcher Stärke der Einflug in die Wirbelschleppe geschieht, weiß er doch, dass es zu einem Wirbelschleppeneinflug kommen wird und ist mental entsprechend vorbereitet. Dieser Effekt ist nur auszuschließen, wenn Wirbelschleppeneinflüge unangekündigt bei anderen Untersuchungen einzeln eingefügt werden. Dies ist jedoch sehr zeit- und kostenintensiv, da man auf diese Art mit jedem Piloten nur einmal einen Wirbelschleppenversuch durchführen kann. Für übliche Forschungskampagnen ist dies somit nicht praktikabel. Auch wenn bei der hier beschriebenen Arbeit versucht wurde, diese Effekte mit den oben beschriebenen Mitteln zu minimieren, kann nicht ausgeschlossen werden, dass entsprechende Effekte in den Bewertungen durch die Piloten oder deren Verhalten während des Wirbeldurchflugs enthalten sind. Dies ist bei der Interpretation der Ergebnisse zu berücksichtigen und es muss davon ausgegangen werden, dass zumindest aufgrund des Überraschungsmoments in Realität die Akzeptanz durch die Piloten geringer wäre.

¹Technischer Bericht von AIRBUS aus dem Jahr 2002 über die im Rahmen des EU-Projektes S-WAKE durchgeführte Simulationen von Wirbelschleppendurchflügen, Metriken, Gefährungskriterien und Einflüsse von Cockpitbewegungen

7.1 Zeitfeste Simulation im A330 Full-Flight-Simulator

Mit Unterstützung durch die TU Berlin bei der Einbindung der Wirbelsimulation in den Simulator wurde eine Kampagne im A330/A340-Bewegungssimulators des Zentrums für Flugsimulation Berlin ZFB durchgeführt [61]² [111][112]³. Die Kampagne wurde mit fünf Verkehrspiloten, einer davon Testpilot des DLR, durchgeführt. Insgesamt wurden 93 Wirbelschleppendurchflüge mit deformierten und geradlinigen Wirbeln simuliert.

7.1.1 Simulator

Der CAE A330/A340 Full-Flight-Simulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB) wurde von 1993 bis 2009 betrieben und diente sowohl für Pilotentraining, als auch für wissenschaftliche Zwecke. Die hier beschriebene Kampagne wurde kurz vor Ende des Betriebes des Simulators im Jahr 2009 durchgeführt.

Während die nach JAA STD 1A [113] für Pilotentraining zugelassene Simulationssoftware der höchsten Gütestufe (Level D) für wissenschaftliche Zwecke nicht modifiziert werden durfte, besaß der Simulator eine nicht zugelassene, aber identische Simulationsumgebung auf einem separaten Rechner, die für wissenschaftliche Zwecke verwendet wurde. Eine Besonderheit des Simulators war ebenfalls, dass mit geringem Modifikationsaufwand zwischen einer A330-Simulation und einer A340-Simulation gewechselt werden konnte.

Abbildung 7.1 zeigt die Außenansicht des Simulators. Zu erkennen ist das Bewegungssystem der Firma CAE Electronics Ltd., das mit seinen sechs Hydraulikaktuatoren Bewegungen in allen sechs Freiheitsgraden ermöglichte und somit innerhalb der Grenzen der Dynamik der Aktuatoren realistische Bewegungseindrücke bot [111]. Abbildung 7.2 zeigt die Innenansicht des Simulators. Das Cockpit entsprach in allen Details den originalen Cockpits des A330, bzw. A340, mit sechs Farbkathodenstrahlröhren für die Anzeige der Flugdaten (*Electronic Flight Instrumentation System* - EFIS), drei originalen MCDUs (*Multifunctional Control and Display Unit*), zwei Sidesticks, sowie allen weiteren Bedienelementen des A330, bzw. A340. Die Kraftkennlinie

²Veröffentlichung des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2012 über die im A330-Simulator durchgeführte Kampagne

³Institutsberichte zur Dokumentation der Beauftragung der TU Berlin und die Durchführung der Versuche



Abbildung 7.1: Außenansicht des A330/A340-Simulators des ZFB (Foto: ZFB)

der Seitenruderpedale wurde mittels hydrostatischen Aktuatoren und Federelementen von einem digitalen Steuersystem kontrolliert. Das Sichtsystem hatte ein Sichtfeld von $150^\circ \times 40^\circ$ und entsprach dem Stand der Technik der 2000er Jahre. Die sogenannte *Instructor Station* befand sich auf der linken Seite hinter dem Sitz des Kapitäns. Die *Instructor Station* erlaubte es, den allgemeinen Flugzustand, Masse und Schwerpunktslage des Flugzeugs, sowie Simulationsparameter wie Wetter oder Systemausfälle einzustellen. Ungefähr 100 verschiedene Flughafenszenarios konnten an der *Instructor Station* ausgewählt werden, wobei zwei Arten von Flughäfen zu unterscheiden waren. Flughäfen wurden entweder realistisch dargestellt, mit realistischen Abbildungen der Start-/Landebahnen und Rollwegen, der Terminals und anderen Gebäuden, oder als generische Flughäfen mit einer ausgewählten Start-/Landebahn, einem generischen Rollweg und generischem Terminalgebäude. Sämtliche funknavigatorische Einrichtungen waren für beide Arten von Flughäfen gegeben.

Die Datenaufzeichnung während der Simulation geschah mit der Simulationsrate von 60 Hz. Insgesamt wurden 282 verschiedene Parameter inklusive Flugzeugkonfiguration, Position, Lage, Geschwindigkeiten, aerodynamischer Beiwerte etc. aufgezeichnet. Die induzierten Kräfte und Momente der Wirbelschleppe wurden ebenfalls aufgezeichnet. Die Daten wurden in einem Binärformat aufgezeichnet, konnten jedoch anschließend in ein Matlab[®]-Format konvertiert werden [111].



Abbildung 7.2: Innenansicht des A330/A340-Simulators (Foto: ZFB)

7.1.2 Szenario

Für die Untersuchungen wurde der A330 als einfliegendes Flugzeug verwendet. Aufgabe der Piloten war es, Landeanflüge nach Instrumentenflugregeln (IFR) unter Sichtflugbedingungen (VMC) auf die frühere Landebahn 25R (heute 25C) in Frankfurt/Main durchzuführen. Die Simulation wurde vor dem Endanflugpunkt REDGO auf einer Flughöhe von 4.000 ft in Hochauftriebskonfiguration CONFIG 2 unterhalb des Gleitpfades in Landebahnverlängerung mit Landekurs gestartet. Nach Simulationsstart mussten die Piloten auf den Gleitpfad fliegen und das Flugzeug nach eigenem Ermessen wie in Realität für die Landung konfigurieren. Auf einer dem Piloten unbekannten, mit jedem Anflug verschiedenen Auslösehöhe wurden dann verschiedene Wirbelschleppendurchflüge simuliert, auf die der Pilot reagieren sollte wie er es im realen Flug tun würde, d.h. nach eigenem Ermessen entweder den Anflug fortführen oder Durchstarten (s. Abbildung 7.3). Konnte der Anflug nach dem Wirbelschleppendurchflug fortgesetzt werden, wurde die Simulation bis nach dem Aufsetzen weitergeführt, um ein definiertes Ende der Simulation zu haben. Im Falle des Durchstartens wurde die Simulation beendet, nachdem der Pilot einen sicheren und stabilen Steigflug erreicht hatte. In allen Fällen wurde der Wirbeldurchflug nach Ende jedes Anfluges anhand der Bewertungsskala (s. Abbildung 4.1) bewertet.

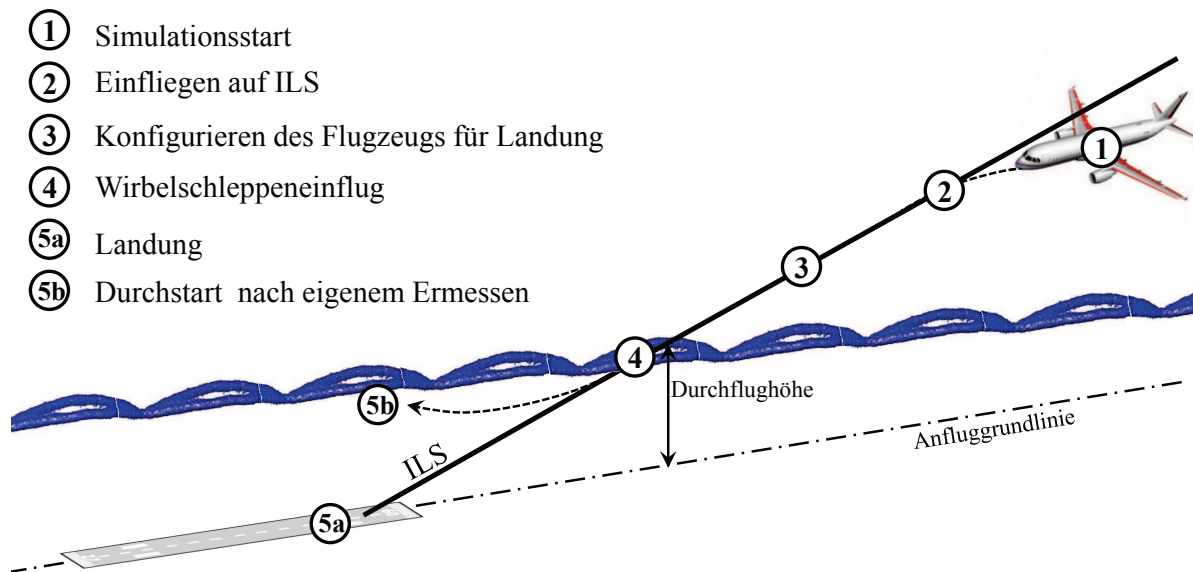


Abbildung 7.3: Wirbelschleppenszenario während des Anfluges

Aufgrund der speziellen Schnittstellen der Forschungssimulation des A330-Simulators wurden bei dieser Kampagne zeitfeste Durchflüge simuliert (s. Kapitel 3.2). Da der Simulator über dezidierte Eingänge für externe Kräfte und Momente besaß, die direkt in den Bewegungsgleichungen aufsummiert wurden, war es deutlich einfacher, die während eines Durchfluges von den Wirbeln induzierten Kräfte und Momente vorab aufzuzeichnen und über diese Schnittstelle in die Simulation einzuspielen, anstatt sie ortsfest in Echtzeit von einem AIM berechnen zu lassen, das mit großem zeitlichen und damit finanziellem Aufwand durch die TU Berlin in die Simulation hätte integriert werden müssen. Das Einspielen der wirbelinduzierten Kräfte und Momente während der Anflüge wurde dann nach Unterschreiten einer frei wählbaren Auslösehöhe gestartet. Für die Erzeugung der Kräfte und Momente wird kein Flugzeugmodell benötigt, sondern lediglich ein aerodynamisches Interaktionsmodell entlang einer definierten Flugbahn ausgeführt und die wirbelinduzierten Kräfte und Momente währenddessen aufgezeichnet. Die Aufzeichnung geschah dabei mit derselben Taktrate wie die des Simulators (60 Hz), um zu gewährleisten, dass bei der Durchflugsimulation während jeden Simulationszeitschritts ein Wert für die Kräfte und Momente vorhanden ist und nicht interpoliert werden muss.

Das Verfahren der Erzeugung der wirbelinduzierten Kräfte und Momente zeigt Abbildung 7.4. Entlang einer definierten, realistischen Flugbahn durch das Strömungsfeld der Wirbelschleppe werden die Positionen der einzelnen Streifen $[x, y, z]_{\text{Streifen}}$ kontinuierlich berechnet. Für die jeweilige Streifenpo-

sition wird nachfolgend entweder mit einem analytischen Wirbelmodell oder einem Geschwindigkeitsfeld aus den LES-Datensätzen die Geschwindigkeitskomponenten für jeden Streifen $[u, v, w]_{\text{Streifen}}$ berechnet oder interpoliert. Mit beidem, Streifenpositionen und Geschwindigkeitskomponenten an den Streifen, können nun mit dem in Kapitel 3.2 beschriebenen Ansatz die wirbelinduzierten Kräfte und Momente berechnet werden. Diese werden lediglich in Vektorschreibweise aufgezeichnet und anschließend während der Versuche wiedergegeben.

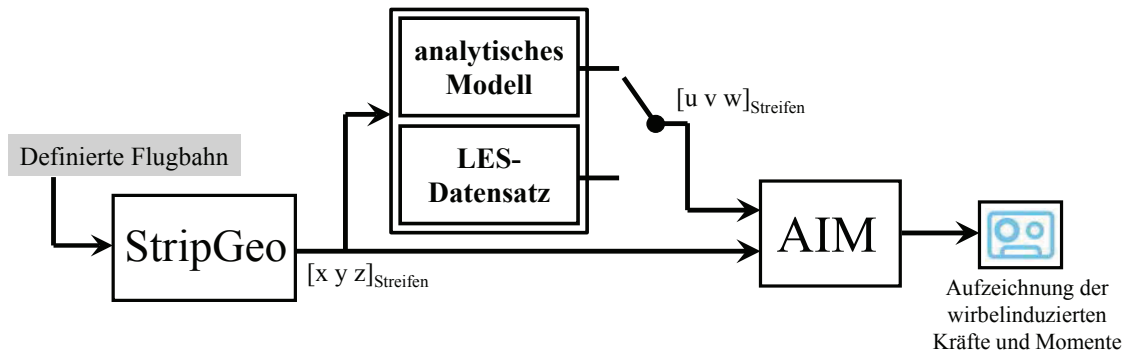


Abbildung 7.4: Erzeugung der wirbelinduzierten Kräfte und Momente

Für die Durchflüge durch deformierte Wirbelschleppen wurde der LES-Datensatz des Wirbelalters von 108 s (s. Abbildung 3.6) gewählt. Dieses Wirbelalter entspricht den stark deformierten, welligen Wirbeln kurz vor dem *Linking*, für die in Kapitel 6.3 eine stärkere Flugzeugreaktion als mit vergleichbar starken, geradlinigen Wirbeln gezeigt wurde. Für die Durchflüge durch geradlinige Wirbelschleppen wurde hier wieder das Modell nach BURNHAM-HALLOCK verwendet, mit einer Zirkulation, die der mittleren Zirkulation aus dem verwendeten LES-Datensatz entspricht ($\Gamma = 343 \frac{m^2}{s}$, vgl. Abbildung 6.3) und einem Kernradius von $r_c = 0,035 \cdot b$ [49]⁴. Mit diesen beiden Geschwindigkeitsfeldern wurden Durchflüge an verschiedenen Positionen aufgezeichnet. Um unterschiedliche Durchfluggeometrien zu berücksichtigen, wurden sowohl vertikale als auch laterale Durchflüge mit jeweils definiertem betragsmäßig maximalen nominellen RCR aufgezeichnet.

Es ist zu beachten, dass aufgrund der Wirbeldeformierung bei Durchflug an derselben Position größere $|RCR|_{max}$ -Werte mit den LES-Daten aufgezeichnet werden als bei den geradlinigen Wirbeln. Dies ist in Abbildung 7.5 exemplarisch für vertikale Durchflüge gezeigt. Abbildung 7.5a) zeigt einen vertikalen Durchflug entlang der Gefährdungsraumgrenze mit einem bestimmten

⁴Konferenzbeitrag von D. Fischenberg aus dem Jahr 2002 über die Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten

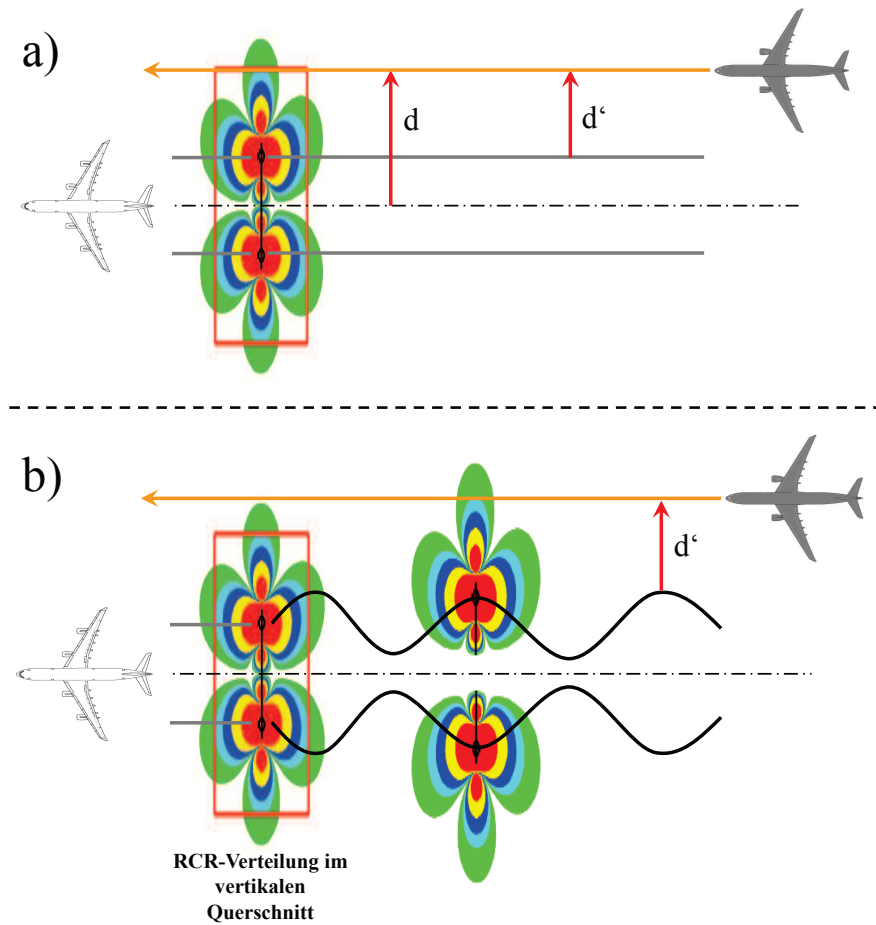


Abbildung 7.5: Durchfluggeometrie mit geradlinigen a) und welligen b) Wirbelschleppen [61]

betragsmäßig maximalen nominellen RCR und einem daraus resultierenden lateralen Abstand zur Mittelachse des Wirbelsystems d , bzw. von der Wirbellinie d' . Bei Durchflug durch die deformierte Wirbelschleppe an derselben lateralen Position d würde das Flugzeug aufgrund der Wirbeldeformierung lokal deutlich höhere $|RCR|_{max}$ -Werte erfahren, wie in Abbildung 7.5b) zu erkennen ist. Aus diesem Grund muss der Durchflug bei gleichem minimalen lateralen Abstand zur Wirbellinie d' geschehen, um von der maximal auftretenden Stärke her vergleichbar zu sein mit Durchflügen durch die geradlinige Wirbelschleppe.

Die auf diese Art aufgezeichneten Kräfte- und Momentenverläufe wurden in die A330-Simulation integriert und abhängig von der Auslösehöhe wiedergegeben. Diese Auslösehöhe war während der Versuche vom Experimentator frei wählbar und wurde so gewählt, dass die Wirbeldurchflüge in Höhen unterhalb 1.000 ft über Grund aber außerhalb des Bodeneffekts stattfanden.

Die Durchflüge wurden sowohl unter manueller Steuerung durch die Piloten, als auch mit angeschaltetem Autopilot simuliert.

7.1.3 Ergebnisse

Für die Auswertung des subjektiven Eindrucks der Gefährlichkeit der Wirbeldurchflüge werden hier lediglich die Durchflüge mit manueller Steuerung durch die Piloten ausgewertet. Wie die Auswertung der Wirbeldurchflüge gezeigt hat, ändert sich die Flugzeuglage bei Durchflügen durch geradlinige Wirbel meist vergleichsweise langsam und ist daher für die Piloten gut zu kontrollieren. Dagegen ist die Flugzeugreaktion bei Durchflügen durch wellige Wirbel meist sehr viel abrupter und dadurch schlechter vorhersehbar.

Abbildung 7.6 zeigt exemplarisch zwei vertikale Wirbeldurchflüge vergleichbarer Stärke durch geradlinige und wellige Wirbel. Zu sehen ist in Abbildung 7.6 jeweils der zeitliche Verlauf von induziertem Rollmoment und Hängewinkel während des Durchfluges.

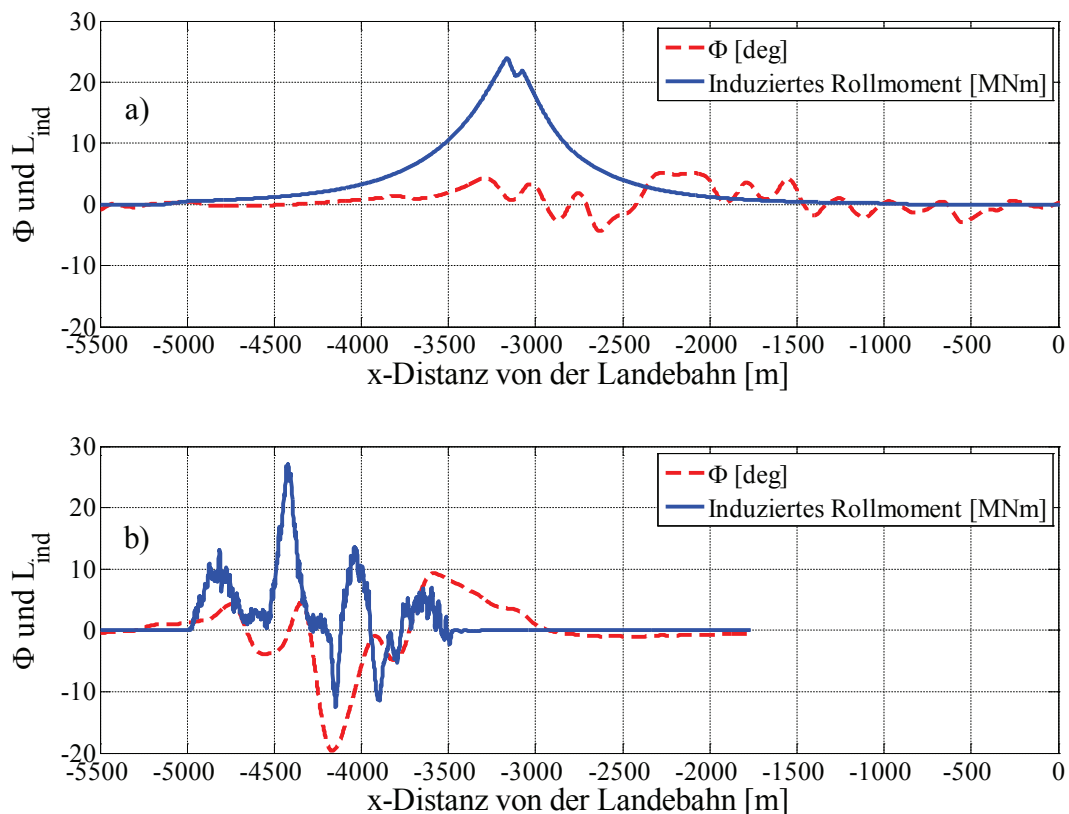


Abbildung 7.6: Induziertes Rollmoment und Hängewinkel zweier vergleichbarer Durchflüge mit geradlinigen a) und welligen b) Wirbeln [61]

In Abbildung 7.6 ist gut zu erkennen, dass das maximale induzierte Rollmoment, damit auch das $|RCR|_{max}$, bei beiden Durchflügen vergleichbar groß, die Charakteristik der Störung durch das induzierte Rollmoment jedoch gravierend unterschiedlich ist. Während bei Durchflug durch die geradlinigen Wirbel das Rollmoment langsam und stetig anwächst, um nach Erreichen seines Maximums wieder in gleichem Maße abzunehmen, zeigt das Rollmoment bei Durchflug durch die welligen Wirbel deutlich größere Gradienten und mehrere Vorzeichenwechsel, dafür jedoch deutlich kürzere Einwirkdauern. Trotz der kürzeren Einwirkdauer kommt es in diesem Fall bei Durchflug durch die welligen Wirbel zu erheblich größeren Hängewinkel. Das zunächst langsam ansteigende Rollmoment der geradlinigen Wirbel kann gut angesteuert werden, wohingegen die rapiden Wechsel des Rollmoments bei den welligen Wirbeln bei manuellem Flug zu einem Aufschwingen des Hängewinkels sorgen, so dass der Pilot im Endeffekt durchstartet. Aus diesem Grund endet in diesem Fall die Aufzeichnung der Daten ca. 1.700 m vor der Landebahn, da nach dem Durchstarten hier die Simulation gestoppt wurde.

Hierbei zeigte sich bei den Versuchen, dass die Piloten in einigen Fällen mit welligen Wirbeln beim Gegensteuern in Interferenz mit den Flugsteuerungsreglern kamen. Das beim A330 auch im manuellen Flug aktive Flugsteuerungssystem, das sogenannte *Normal Law*, stabilisiert kontinuierlich den Flugzustand und steuert somit auch gegen die Störung durch die Wirbelschleppe. Tritt die Störung, wie in Abbildung 7.6a) zu sehen, relativ langsam ein, so steuert das *Normal Law* eigenständig die Störung aus und hält den Hängewinkel nahe null. Der Pilot muss in diesem Fall relativ wenig selber gegensteuern. Tritt die Störung wie bei den welligen Wirbeln jedoch mit deutlich höheren Frequenzen auf, so kompensiert das *Normal Law* die Störung nicht derart gut und der Pilot versucht unweigerlich deutlich stärker gegenzusteuern. In diesem Fall kann es unter Umständen zu Interferenzen zwischen den Steuerkommandos des *Normal Laws* und des Piloten kommen. Die Kampagne zeigte bei welligen Wirbeln eine Neigung mancher Piloten zu sogenannten piloteninduzierten Schwingungen (*pilot-induced oscillation* - PIO).

Diese Tendenz zu PIO bei deformierten Wirbeln mit einem reglerunterstützten Flugzeug wurde in [111] analysiert, sollte jedoch zukünftig tiefer untersucht werden. Da es im Rahmen dieser Arbeit allerdings um die Ermittlung von Gefährdungsgrenzen und den Einfluss der Wirbeldeformierung hierauf geht, soll die Ursache von PIO hier nicht näher untersucht werden. Als interessante Auswirkung der Wirbeldeformierung auf das manuelle Steuerver-

halten und damit letztendlich auch auf den subjektiven Gefährdungseindruck eines Piloten, soll dieser Effekt hier jedoch erwähnt werden.

Die Ergebnisse der Pilotenbewertungen für Durchflüge durch geradlinige und wellige Wirbel zeigt Abbildung 7.7. Die Aufteilung der Bewertungen in harmlose (grün) und inakzeptable (rot) Durchflüge entspricht dabei den in Kapitel 4.1 beschriebenen Grenzwerten.

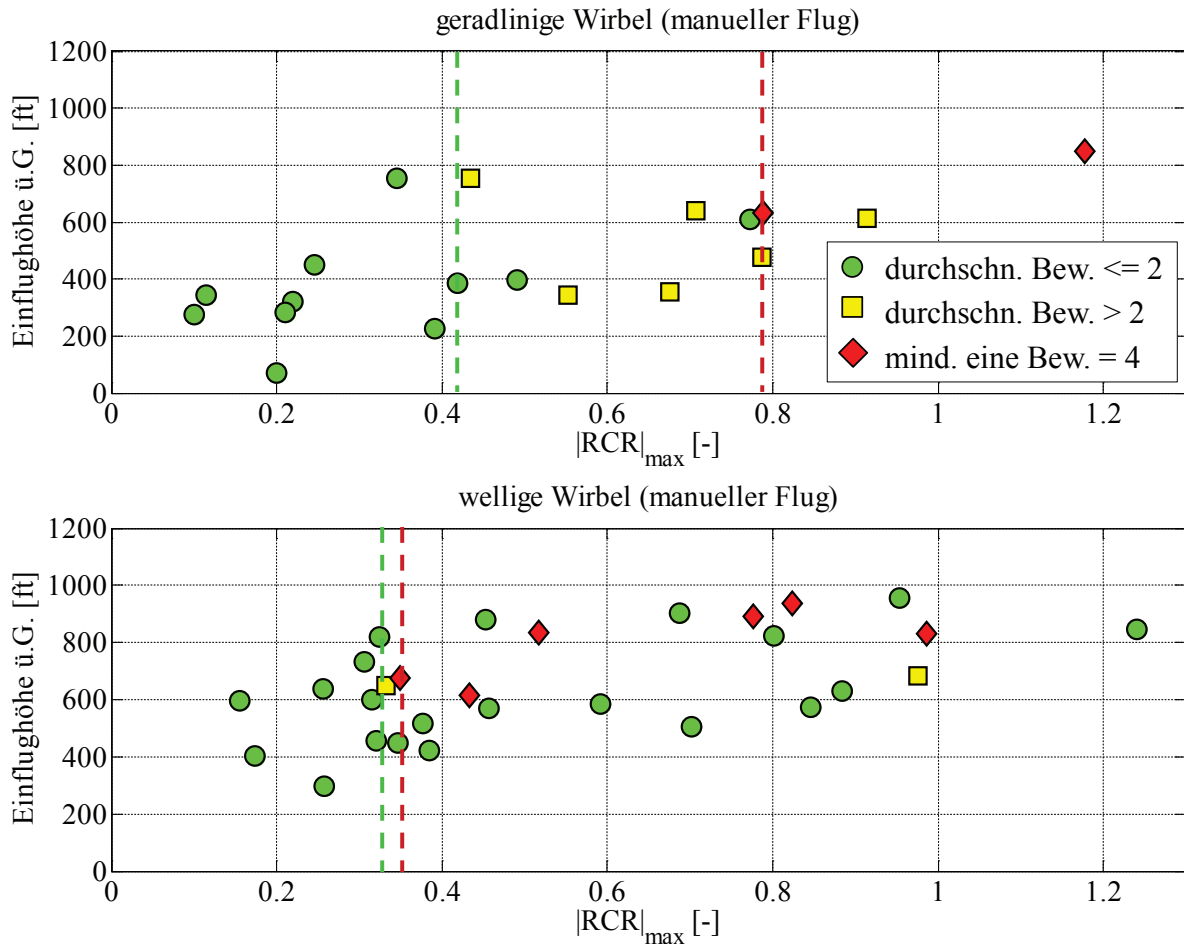


Abbildung 7.7: Gefährdungsgrenzen der manuellen Durchflüge mit A330 für geradlinige und wellige Wirbel

Es ist in Abbildung 7.7 zu erkennen, dass bei den Durchflügen durch geradlinige Wirbel unterhalb eines maximalen, während des Durchfluges aufgetretenen Wertes von $|RCR|_{max} = 0,4$ jeder der Durchflüge als harmlos bewertet wurde. Der inakzeptable Durchflug mit niedrigstem $|RCR|_{max}$ liegt bei den geradlinigen Wirbeln hingegen bei ca. $|RCR|_{max} = 0,8$. Diese Grenze liegt bei deutlich höheren $|RCR|_{max}$ -Werten, als die bei den in Kapitel 5.2.1 beschriebenen Arbeiten für geradlinige Wirbel gefundene Grenze von $|RCR|_{max} = 0,2$. Dies lässt sich wiederum mit dem *Normal Law* des

A330 erklären, das während des Wirbeldurchflugs aktiv gegensteuert ohne dass der Pilot etwas davon spürt. Bei den in Kapitel 5.2.1 beschriebenen früheren Versuchen mit geradlinigen Wirbeln wurden ausschließlich Flugzeuge mit konventioneller Flugsteuerung verwendet. Mit der Unterstützung des *Normal Laws* hingegen wird der Pilot somit erst bei deutlich stärkeren induzierten Rollmomenten den Durchflug nicht akzeptieren, als wenn er ohne Unterstützung ausschließlich selber gegensteuern muss.

Bei den Durchflügen durch wellige Wirbel ist die Inakzeptanzgrenze hingegen deutlich in Richtung niedrigerer $|RCR|_{max}$ -Werte verschoben. Der inakzeptable Durchflug durch wellige Wirbel mit dem niedrigsten $|RCR|_{max}$ liegt hier bei ca. $|RCR|_{max} = 0,35$ und damit in deutlicher Nähe zur Akzeptanzgrenze, die bei ca. $|RCR|_{max} = 0,32$ liegt. Unterhalb dieser Grenze liegen ausschließlich als harmlos bewertete Durchflüge.

Es ist eindeutig zu erkennen, dass sich im Vergleich der Durchflüge mit geradlinigen und welligen Wirbeln die Akzeptanzgrenze (grün) nur wenig unterscheidet, die Inakzeptanzgrenze (rot) bei welligen Wirbeln jedoch deutlich niedriger liegt als bei geradlinigen.

Insgesamt liegen beide Grenzen bei welligen Wirbeln bei niedrigeren Werten für $|RCR|_{max}$ als bei geradlinigen. Somit lässt sich anhand der Ergebnisse sagen, dass die Durchflüge durch die welligen Wirbel tendenziell schlechter bewertet wurden als durch geradlinige.

Ein Effekt, der in Abbildung 7.7 bei den welligen Wirbeln auch zu erkennen ist, ist der, dass die Inakzeptanzgrenze zwar bei deutlich niedrigeren $|RCR|_{max}$ -Werten liegt als bei geradlinigen Wirbeln, jenseits dieser Grenze, bei höheren $|RCR|_{max}$, jedoch auch viele als harmlos bewertete Durchflüge zu finden sind. Dies ist wiederum mit der kürzeren Einwirkdauer der wirbelinduzierten Kräfte und Momente bei Durchflug durch die welligen Wirbel zu erklären. In manchen Fällen treten zwar sehr hohe Werte für $|RCR|_{max}$ auf, diese wirken jedoch nur so kurz, dass es zu keiner für den Piloten inakzeptablen Flugzeugreaktion kommt. Aus diesem Grund werden diese Durchflüge trotz eines hohen $|RCR|_{max}$ -Werts als harmlos bewertet. Betrachtet man die Flugzeugreaktion ist der Zusammenhang zwischen Pilotenbewertung und Flugzeugreaktion deutlich zu erkennen. Abbildung 7.8 und Abbildung 7.9 zeigen den maximalen Hängewinkel und die maximale Rollrate während des Durchfluges als Funktion des $|RCR|_{max}$ -Wertes für Durchflüge durch geradlinige und wellige Wirbelschleppen. Es ist in beiden Abbildungen gut zu erkennen, dass mit zunehmender Flugzeugreaktion die Bewertungen schlechter werden.

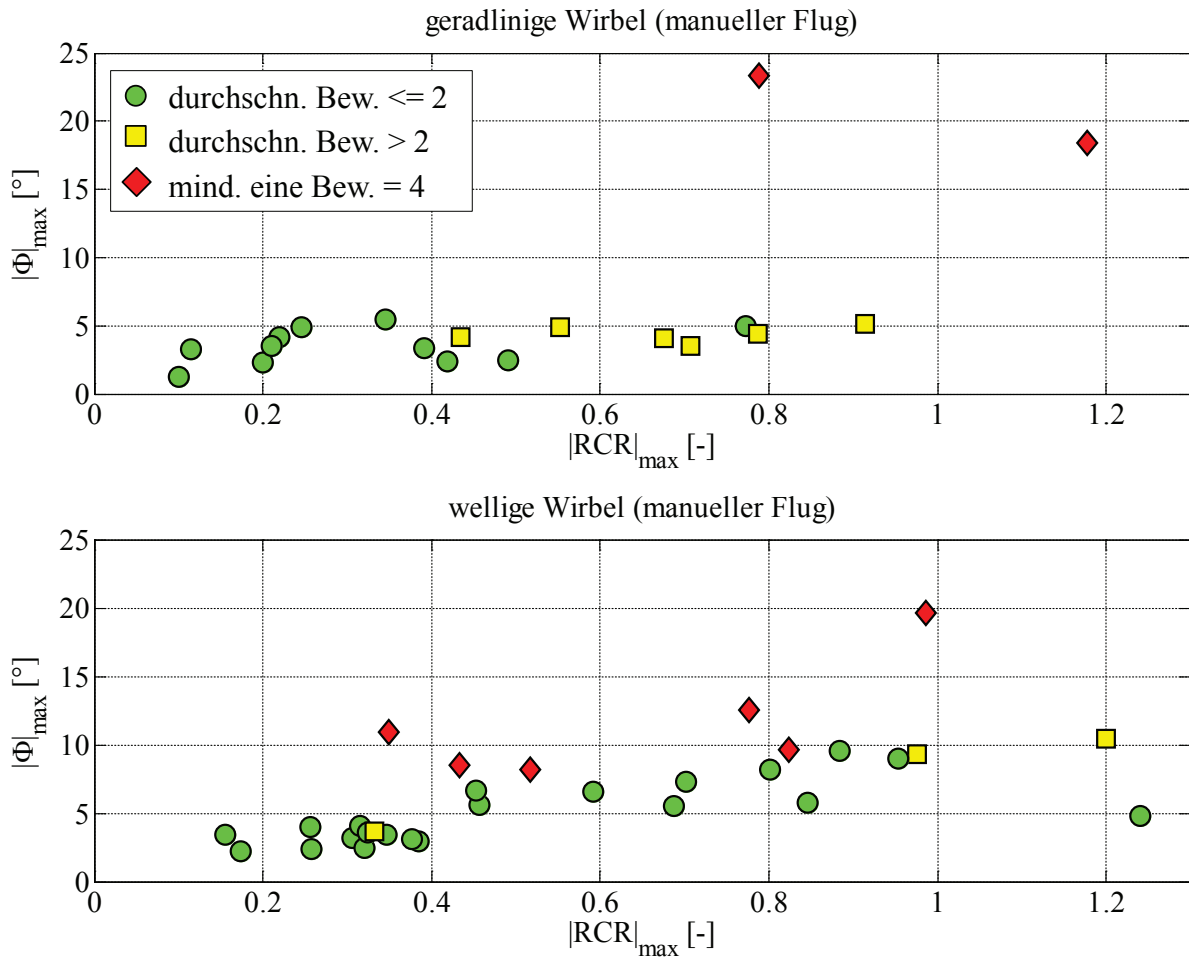


Abbildung 7.8: Maximaler Hängewinkel mit A330

Tendenziell lässt sich in beiden Abbildungen erkennen, dass erwartungsgemäß die Flugzeugreaktion mit zunehmendem $|RCR|_{\max}$ ebenfalls zunimmt. Allerdings erkennt man auch einzelne Durchflüge mit hohen $|RCR|_{\max}$ -Werten, die aufgrund der geringen Einwirkdauer jedoch nur eine geringe Flugzeugreaktion erzeugen. Diese Durchflüge wurden von den Piloten durchweg als akzeptabel bewertet.

Abbildung 7.8 und Abbildung 7.9 zeigen eine eindeutige Korrelation zwischen maximalem Hängewinkel, bzw. maximaler Rollrate und der Pilotenbewertung. Für andere Größen der Flugzeugbewegung wie zum Beispiel die maximale Änderung des vertikalen Lastvielfachen ist diese Korrelation nicht zu erkennen (s. Abbildung 7.10). Abbildung 7.10 zeigt weder für Durchflüge durch geradlinige noch durch wellige Wirbel eine Korrelation zwischen dem vertikalen Lastvielfachen und der Pilotenbewertung. Dies kann einerseits an der begrenzten Möglichkeit des Simulators, vertikale Beschleunigungen abzubilden, liegen. Andererseits zeigt auch die Auswertung von Pilotenbewertun-

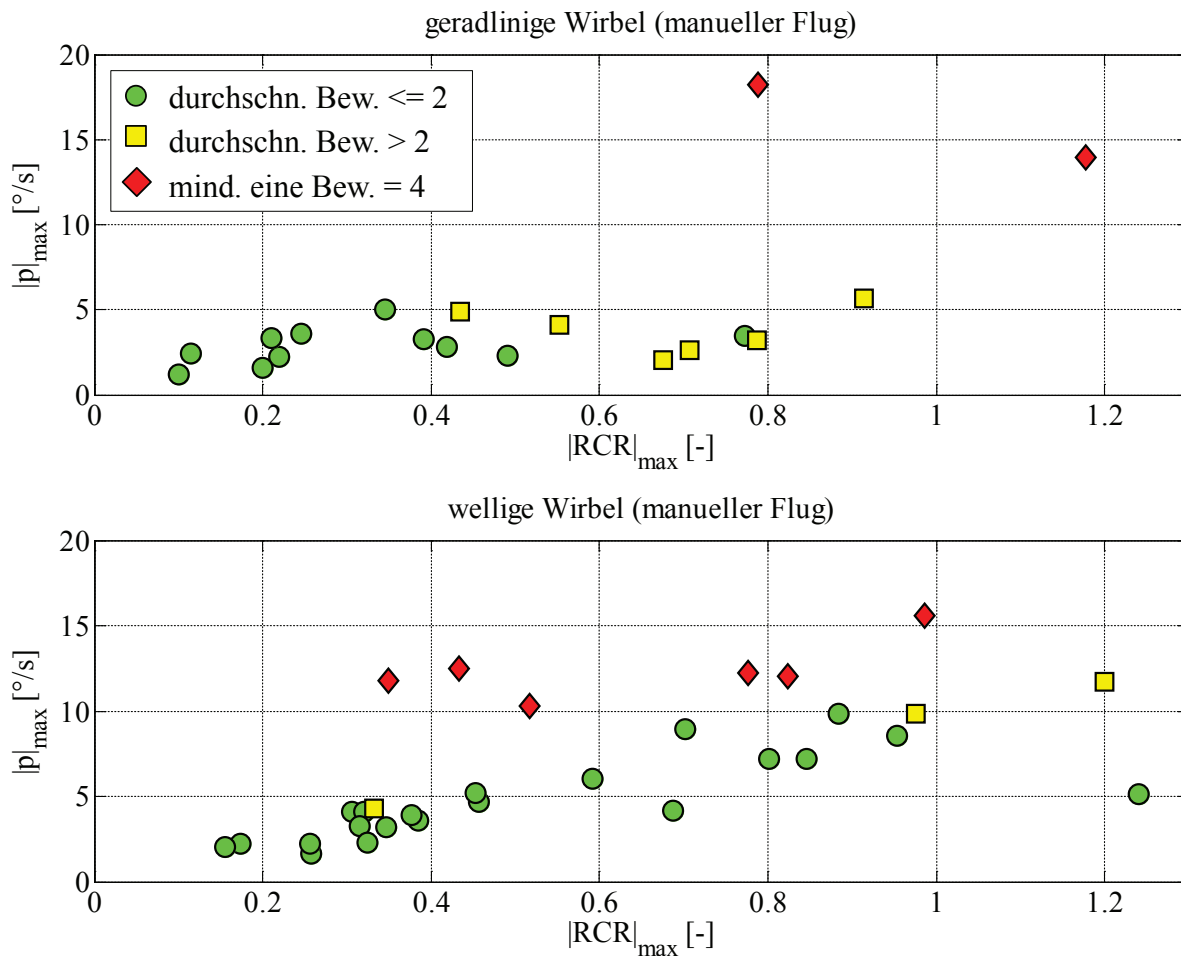


Abbildung 7.9: Maximale Rollrate mit A330

gen aus den Flugversuchen mit ATTAS (s. nachfolgendes Kapitel 7.2) keine signifikante Korrelation zwischen vertikalem Lastvielfachen und der Pilotenbewertung, wie in [62] ausführlich gezeigt wurde.

Die Ergebnisse zeigen, dass Piloten unabhängig vom Grad der Wirbeldeformierung Wirbelschleppendurchflüge überwiegend anhand der Flugzeugreaktion in der Rollachse bewerten und andere Größen der Flugzeugbewegung offenbar nachrangig sind für die Bewertung.

Unabhängig von der quantitativen Korrelation zwischen Rollachse und Pilotenbewertung haben die Piloten nach dem Durchflug oft auch Fahrtverlust und Abweichungen vom Gleitpfad festgestellt. Diese Größen zeigen aber keine feststellbare Korrelation mit den Pilotenbewertungen [62].

Aufgrund der Tatsache, dass unabhängig davon, ob es sich um geradlinige oder deformierte Wirbel handelt, die Piloten ihre Bewertung des Durchfluges anhand der Flugzeugbewegung in der Rollachse vornehmen, kann das

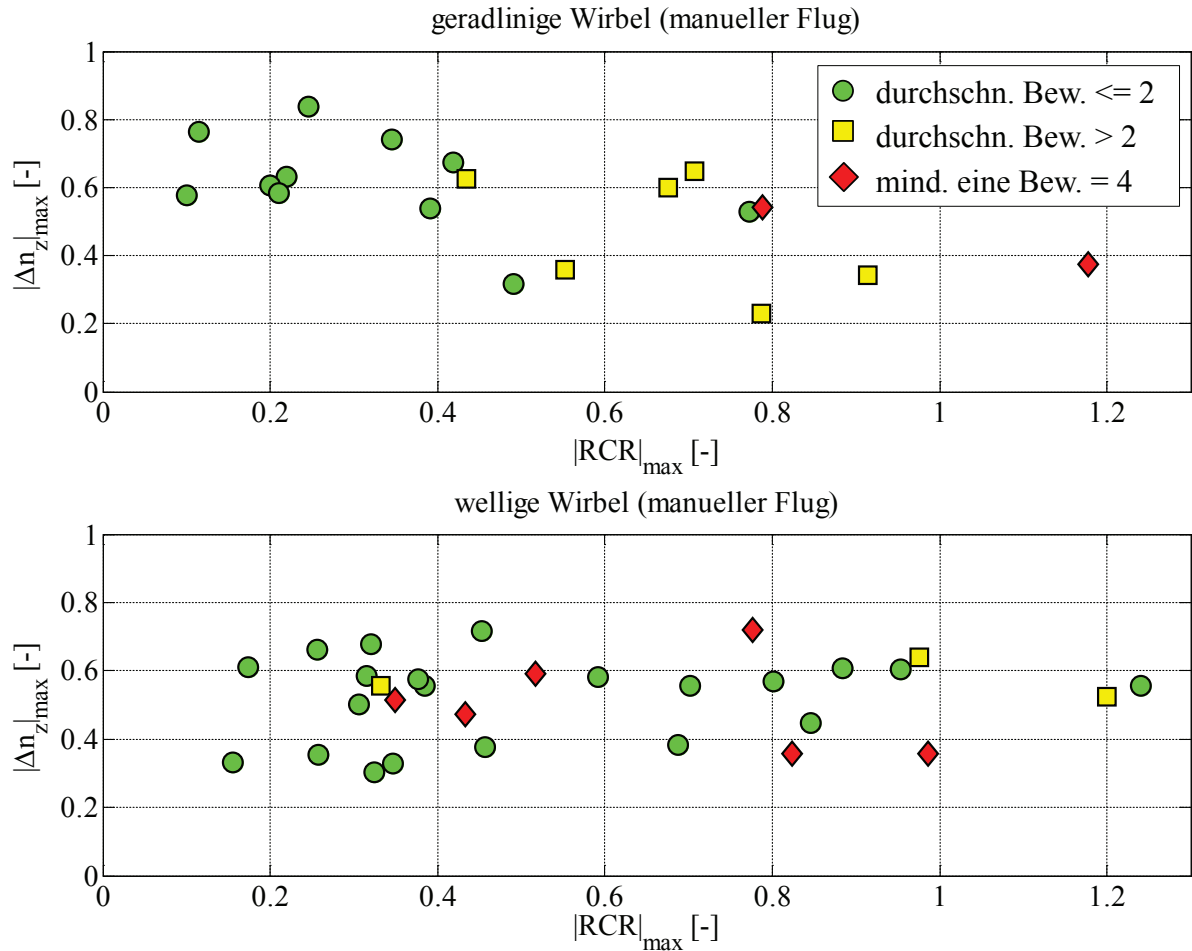


Abbildung 7.10: Maximale Änderung des vertikalen Lastvielfachen mit A330

$|RCR|_{\max}$ auch für deformierte Wirbelschleppe als sinnvolle Gefährdungsmetrik angesehen werden. Dass aufgrund der geringeren Einwirkdauer bei deformierten Wirbeln auch bei hohen $|RCR|_{\max}$ -Werten Durchflüge als harmlos bewertet wurden, stellt dabei für eine Gefährdungsvorhersage mit SHAPe kein Problem dar. Das Gefährdungsraumkonzept nach SHAPe postuliert lediglich eine Gefährdungsfreiheit außerhalb des Gefährdungsraums. Dies bedeutet, wie in Kapitel 4 erläutert wurde, nicht, dass es innerhalb des Gefährdungsraumes zu einem gefährlichen Durchflug durch die Wirbelschleppe kommen muss.

Die Versuche im A330-Simulator haben gezeigt, dass unterhalb eines Wertes von $|RCR|_{\max} \approx 0,3$ Wirbeldurchflüge als harmlos anzusehen sind und dies gleichermaßen für deformierte und geradlinige Wirbelschleppen.

7.2 Zeitfeste Inflight-Simulationen mit ATTAS

Das DLR betrieb das Forschungsflugzeug ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System) 26 Jahre zwischen 1986 und 2012 [114]⁵. ATTAS basierte auf der VFW 614, einem deutschen Verkehrsflugzeug, das in den späten 1960er Jahren von den Vereinigten Flugtechnischen Werken entwickelt wurde und 1971 seinen Jungfernflug absolvierte. Die VFW 614 war als zweistrahliges Kurzstreckenflugzeug für 44 Passagiere entwickelt worden und hatte eine Spannweite von 21,5 m und eine Länge von 25 m [115]⁶. Insgesamt wurden nur 19 Flugzeuge dieses Musters gebaut und seit 1998 war ATTAS das letzte in Dienst befindliche Exemplar der VFW 614 (s. Abbildung 7.11).



Abbildung 7.11: VFW 614 ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System) des DLR (Foto: WTD 61)

Das DLR hatte bereits seit 1972 Erfahrungen in der Inflight-Simulation gesammelt, als eine HFB 320 Hansa, das erste in Serie gebaute zivile Flugzeug mit Strahlantrieb in Deutschland, entwickelt und gebaut von den Hamburger Flugzeugbau GmbH mit Erstflug 1964, zum Inflight-Simulator umgebaut wurde. 1986 wurde der HFB 320 Hansa Inflight-Simulator dann von dem fortschrittlicheren ATTAS ersetzt.

Aufgrund ihrer Größe, der relativ geräumigen Kabine, ihrer großen Beladungskapazität und ihrer Flugeigenschaften und Flugleistungen war die VFW 614 ein ideales fliegendes Forschungslabor für zahlreiche verschiedene Anwendungen [115]. Voll betankt konnte ATTAS eine Nutzlast von 3,5 t für

⁵Buch von R. During aus dem Jahr 2013 über die Forschungsflotte des DLR

⁶Konferenzbeitrag von M. Gestwa et al. aus dem Jahr 2005 über die Softwareentwicklungsumgebung für ATTAS

Testeinrichtungen mitführen. Um in der Lage zu sein, fast alle Freiheitsgrade direkt steuern zu können, verfügte ATTAS über sechs zusätzlichen sogenannte DLC-Klappen (*Direct Lift Control*) an der Hinterkante der Hochauftriebsklappen. Mit diesen Klappen war es möglich, den Auftrieb sehr schnell zu beeinflussen, wodurch zusammen mit den anderen Steuerflächen und den Triebwerken fünf der sechs Freiheitsgrade direkt gesteuert werden konnten. Zusätzlich zu dem konventionellen, mechanischen Flugsteuerungssystem wurde ATTAS mit einem elektronischen Flugsteuerungssystem (sog. *fly-by-wire*) ausgerüstet. Trotz eingeschalteter elektronischer Flugsteuerung, über die der Experimentalpilot das Flugzeug flog, konnte der Sicherheitspilot jederzeit die konventionelle, mechanische Flugsteuerung übernehmen. Die Möglichkeit der Inflight-Simulation mittels der elektronischen Flugsteuerung wird im folgenden Kapitel 7.2.1 beschrieben.

Da die Beschaffung von Ersatzteilen für das letzte flugfähige Exemplar der VFW 614 immer schwieriger wurde, musste ATTAS im Jahr 2012 außer Dienst gestellt werden. Seit seiner Außerdienststellung ist ATTAS in der Flugwerft Schleißheim des Deutschen Museums in München ausgestellt.

Die Inflight-Simulation bietet sich in ausgezeichneter Weise für Gefährdungsuntersuchungen von Wirbelschleppen an, da sie ein idealer Kompromiss aus realem Flugversuch und Simulation darstellt. Einerseits bietet sie Zugriff auf sämtliche Simulationsdaten, lässt sich zuverlässig reproduzieren und bietet die Möglichkeit definierte Störungen dem Flugzeug aufzuprägen, dies jedoch unter realen Flugbedingungen, d.h. mit einem realen Bewegungs- und Sichteindruck für die Piloten. Für die Gefährdungsbewertung ist ebenfalls der psychologische Faktor, sich nicht am Boden in einem „sicheren“ Simulator zu befinden, sondern im realen Flugversuch, nicht zu vernachlässigen. Zur Untersuchung des Einflusses der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit von Wirbelschleppeneinflügen wurden insgesamt sechs Flüge mit ATTAS durchgeführt, während denen 31 Wirbelschleppendurchflüge mit welligen Wirbeln und Wirbelringen aus LES im Endanflug simuliert wurden.

7.2.1 ATTAS als Inflight-Simulator

Das Ziel der Inflight-Simulation ist es, das Verhalten eines modellbasierten, virtuellen Flugzeugs mit einem speziellen Trägerflugzeug nachzubilden, um den Piloten einen nahezu uneingeschränkten Bewegungs- und Sichteindruck

des simulierten Szenarios unter realen Flugbedingungen, zu geben [116]⁷. Eine umfangreiche Beschreibung der Inflight-Simulation allgemein und ATTAS im Speziellen liefert Hamel in seinem umfassenden Kompendium über „Fliegende Simulatoren und Technologieträger“ [117]⁸. Aus diesem Grund soll an dieser Stelle lediglich eine kurze Beschreibung der Inflight-Simulation mit ATTAS erfolgen.

Wie bereits oben erwähnt, verfügte ATTAS über zusätzliche Steuerflächen an der Hinterkante der Hochauftriebsklappen, die sogenannten DLC-Klappen, mit denen der Auftrieb hochfrequent beeinflusst werden konnte, und somit insgesamt fünf der sechs Freiheitsgrade direkt gesteuert werden konnten. Die Inflight-Simulation basierte auf einer nichtlinearen sechs-Freiheitsgrad-Simulation eines beliebigen Flugzeugs, die an Bord von ATTAS lief und durch eine Modellfolgeregelung die Bewegung des Trägerflugzeugs in fünf Freiheitsgraden steuerte. Die Modellfolgeregelung stellte vereinfacht ein invertiertes Simulationsmodell des Trägerflugzeugs dar und berechnete die notwendigen Steuerflächenausschläge, damit das reale Trägerflugzeug der Bewegung des simulierten Flugzeugs folgte. Abbildung 7.12 verdeutlicht die Systemarchitektur der ATTAS Inflight-Simulation.

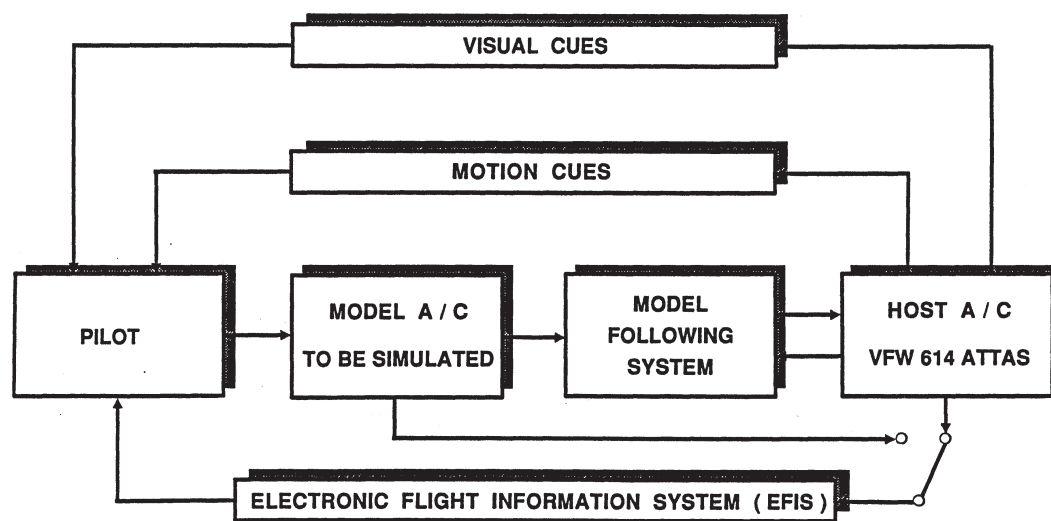


Abbildung 7.12: Systemarchitektur der Inflight-Simulation von ATTAS [118]

Das simulierte Flugzeug konnte dabei beliebig sein, solange die Dynamik des zu simulierenden Flugzeugs unterhalb der Dynamik des Trägerflugzeugs lag. So konnte ATTAS durch die Inflight-Simulation das Verhal-

⁷Konferenzbeitrag von D. Leißling et al. aus dem Jahr 2003 über Inflight-Simulation zur Unterstützung des Zulassungsprozesses von Flugzeugen

⁸Buch von P. Hamel aus dem Jahr 2014 über fliegende Simulatoren und Technologieträger

ten auch von deutlich größeren Flugzeugen abbilden, um z.B. deren Flugeigenschaften zu testen (s. Abbildung 7.13). Im Falle der hier beschriebenen Inflight-Simulationen zur Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen wurde jedoch als simuliertes Flugzeug auch die VFW 614 verwendet, da für ATTAS ein äußerst genaues Simulationsmodell vorhanden war. Nach Einschalten der Inflight-Simulation steuerte der Experimentalpilot nicht mehr das Trägerflugzeug direkt, sondern seine Steuerkommandos wurden in das Simulationsmodell geführt, so dass der Pilot das simulierte Flugzeug steuerte. Über die Modellfolgeregelung folgte dann das Trägerflugzeug dem simulierten.

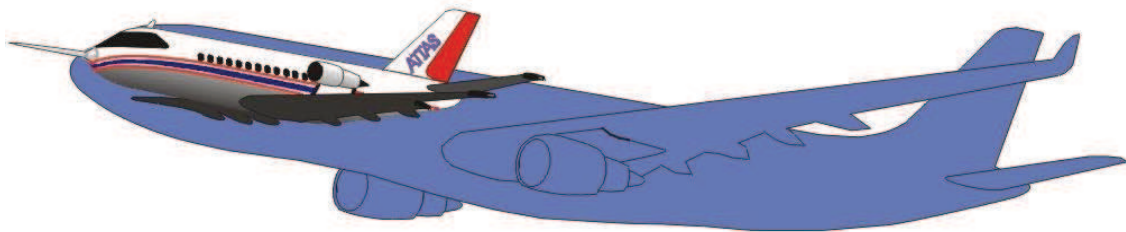


Abbildung 7.13: Inflight-Simulation eines beliebigen Flugzeugs mit ATTAS
(Quelle: DLR)

Abbildung 7.14 zeigt das Cockpit von ATTAS. Auf der linken Seite ist der deutlich modifizierte Arbeitsplatz des Experimentalpiloten zu sehen, rechts der Sitz des Sicherheitspiloten, der über die originale Flugsteuerung und Anzeigen der VFW 614 verfügt. Auf der linken Seite sind die zwei großen Bildschirme zu sehen, auf denen die primären Fluganzeigen auf moderne Art dargestellt wurden, die beliebig angepasst oder durch Experimentalanzeigen erweitert werden konnten. Des Weiteren ist links der Sidestick für die Flugsteuerung des Experimentalpiloten zu sehen. Dieser konnte jedoch auch durch eine klassische Steuersäule ausgetauscht werden, die ebenfalls auf die digitale Flugsteuerung zugriff. Ebenfalls eine Modifikation gegenüber dem originalen Cockpit der VFW 614 stellt der digitale Autopilot dar, der im Mittelbereich von Abbildung 7.14 in der oberen Mitte des Frontpanels zu sehen ist.

Sehr viel offensichtlicher als die Modifikationen im Cockpit war der Umbau der Kabine, in der die Rechner und die Steuerung der Inflight-Simulation untergebracht waren. Abbildung 7.15 zeigt die Kabine von ATTAS mit den Experimentaleinrüstungen. In der Bildmitte, links vom Gang, ist der Arbeitsplatz des Flugversuchingenieurs zu erkennen. Im Bildvordergrund, links und rechts vom Gang, sind die Arbeitsplätze der Experimentatoren zu sehen, an denen hauptsächlich das Experiment überwacht werden konnte.



Abbildung 7.14: Cockpit der VFW 614 ATTAS (Foto: DLR)

ATTAS gehörte mit seinen Fähigkeiten zu einer kleinen Gruppe einzigartiger Forschungsflugzeuge, die weltweit in der Geschichte der Luftfahrt betrieben wurden. Seit seiner Außerdienststellung 2012 hat das DLR bisher keinen Ersatz und verfügt derzeit nicht über die Möglichkeit der Inflight-Simulation für Flächenflugzeuge. Ein Nachfolger für ATTAS ist derzeit in der Planung. Auch aus Sicht der Wirbelschleppenforschung ist dies sehr wünschenswert.

7.2.2 Szenario

Auch mit ATTAS wurden Wirbelschleppendurchflüge während des Landeanfluges simuliert und bewertet. Mit ATTAS wurden im Rahmen der hier beschriebenen Arbeiten allerdings keine Durchflüge durch geradlinige Wirbelschleppen simuliert, sondern ausschließlich Durchflüge durch deformierte Wirbelschleppen, unterschiedlichen Deformierungsgrades, namentlich wellige Wirbel und Ringwirbel. Inflight-Simulationen mit geradlinigen Wirbeln wur-



Abbildung 7.15: Kabine der VFW 614 ATTAS (Foto: DLR)

den, wie in Kapitel 5.2.1 beschrieben, bereits früher durchgeführt [101]⁹[119]¹⁰, so dass diese Versuche als Vergleich dienen können. Aufgrund der begrenzten Rechnerkapazität des ATTAS-Inflight-Simulationssystems konnten mit ATTAS ebenfalls lediglich zeitfeste Durchflüge simuliert werden, da die großen Datenmengen der LES-Datensätze für eine Echtzeitberechnung der induzierten Kräfte und Momente nicht auf ATTAS implementiert werden konnten.

Die zeitfeste Simulation der Wirbeldurchflüge geschah dabei auf dieselbe Weise wie bei den Simulatorversuchen im A330-Simulator des ZFB (s. Kapitel 7.1.2). Mit einem AIM für die VFW 614 wurden vorab Kräfte- und Momentenverläufe für vertikale Durchflüge durch die Wirbelschleppe mit kleinen Bahnwinkelunterschieden und gleichem Azimut zwischen Flugbahn und Wirbellängsachse aufgezeichnet (s. Abbildung 7.16).

Für das Erzeugen der Kräfte und Momente wurde der LES-Datensatz der 108 s alten welligen Wirbel und der 136 s alten Ringwirbel verwendet (s. Abbildung 3.6). Im Flugversuch wurden später wiederum bei unterschreiten der vordefinierten, veränderlichen Auslöshöhe die Kräfte- und Momentenverläufe in die Simulation eingespielt. Da ohne den Vergleich zu geradlinigen Wirbelschleppen die laterale Durchflugposition in Bezug auf die Wirbelachse

⁹Konferenzbeitrag von A. Reinke et al. aus dem Jahr 2003 über die Simulation des Einfluges in Wirbelschleppen mit dem ATTAS Flugsimulator

¹⁰Konferenzbeitrag von C. Schwarz und K.-U. Hahn aus dem Jahr 2005 über vereinfachte Gefährdungsräume zur Vermeidung von Wirbelschleppeneinflügen

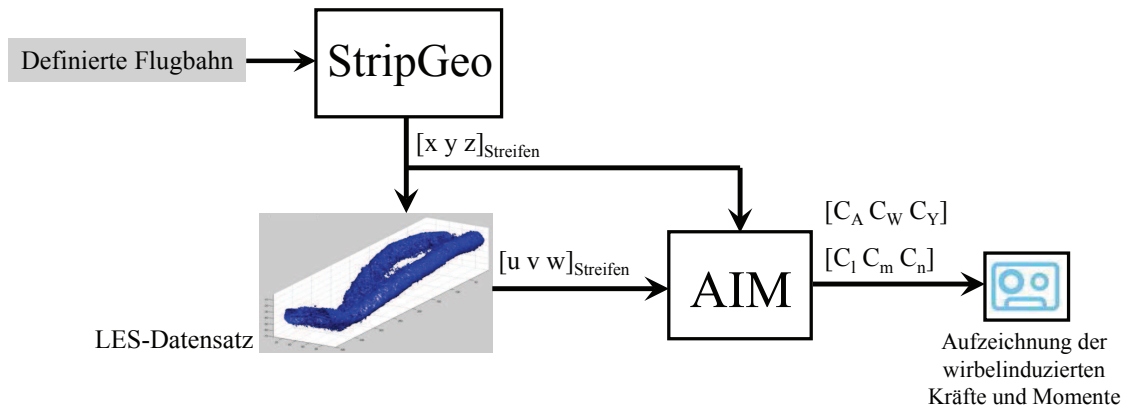


Abbildung 7.16: Erzeugung der Kräfte- und Momentenverläufe für die Durchflugsimulation [62]¹¹

hier bei allen untersuchten Deformierungsstadien eine wenig aussagekräftige Größe ist, wurde in diesem Fall nicht darauf geachtet, wie in Abbildung 7.5 gezeigt, durch Veränderung der lateralen Durchflugposition dasselbe nominelle $|RCR|_{max}$ für zwei Vergleichsfälle zu erhalten. Vielmehr wurden sowohl für wellige, wie auch für Ringwirbel Kräfte und Momente an einer Vielzahl von lateralen Durchflugposition erzeugt, so dass für beide Wirbelalter eine große Bandbreite an $|RCR|_{max}$ -Werten untersucht werden konnte.

Wie in Kapitel 7.2.1 beschrieben, steuert der Pilot während der Inflight-Simulation das simulierte Flugzeug, während das Trägerflugzeug mittels Modellfolgeregelung dem simulierten Flugzeug folgt. Sind, wie in diesem Fall, simuliertes Flugzeug und Trägerflugzeug identisch, steuert der Pilot das Trägerflugzeug indirekt über das simulierte Flugzeug, merkt jedoch keinen wahrnehmbaren Unterschied im Flugverhalten. Im Fall der Wirbelschleppensimulation wird das simulierte Flugzeug nach Unterschreiten der Auslösehöhe den vorher aufgezeichneten wirbelinduzierten Kräften und Momenten ausgesetzt und reagiert entsprechend. Über die Modellfolgeregelung folgt das Trägerflugzeug wiederum dieser Flugzeugreaktion (s. Abbildung 7.17).

Auf diese Weise bekommt der Pilot den Eindruck, durch eine reale Wirbelschleppe zu fliegen und muss entsprechend reagieren. Dabei ist die Tatsache, dass aufgrund der bei ATTAS fehlenden direkten Seitenkraftsteuerung nur fünf der sechs Freiheitsgrade durch die Inflight-Simulation beeinflusst werden können, vernachlässigbar, da gegenüber der Rollachse oder vertikalen Beschleunigungen laterale Beschleunigungen bei Wirbelschleppendurch-

¹¹Veröffentlichungen des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2013 über Inflight-Simulationen von Wirbeldurchflügen mit ATTAS

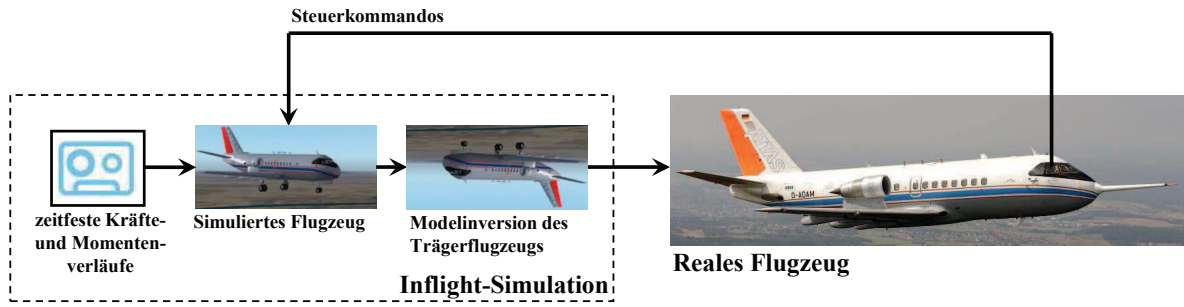


Abbildung 7.17: Implementierung der Wirbelschleppensimulation in die Inflight-Simulation [62]

flügen üblicherweise nachrangig sind. Im Gegensatz zu einem Flugsimulator, der unweigerlich nur einen eingeschränkten Bewegungs- und Sichteindruck wiedergeben kann, ist die Simulationsumgebung bei der Inflight-Simulation real und Pilotenbewertungen somit sehr viel belastbarer. Es ist jedoch zu betonen, dass die Inflight-Simulation bei Wirbelschleppendurchflügen unter Verwendung des Simulationsmodells der VFW 614 zwangsläufig nicht mehr als $|RCR| = 1$ abbilden kann. Da auch in der Inflight-Simulation für die Rollbewegung die Querruder verwendet werden, kann das Trägerflugzeug ohne Steuereingaben des Piloten notwendigerweise maximal nur ein induziertes Rollmoment abbilden, das es selber mit seinen Steuerflächen maximal aufbringen kann. Wird das simulierte Flugzeug einem Rollmoment ausgesetzt, das $|RCR| > 1$ entspricht, kann der Wirbeldurchflug nicht mehr gänzlich realistisch abgebildet werden.

Um die Güte der Inflight-Simulation von Wirbelschleppendurchflügen zu demonstrieren, zeigen Abbildung 7.18 und Abbildung 7.19 Vergleiche zwischen simuliertem und realem ATTAS während zwei verschiedenen Wirbeldurchflügen. Abbildung 7.18 zeigt dabei einen Fall mit $|RCR| \approx 1$, was von der Inflight-Simulation somit noch abgebildet werden kann, und Abbildung 7.19 zeigt einen Fall mit $|RCR| > 1$, bei dem man das eingeschränkte Folgeverhalten des Trägerflugzeuges sieht. In beiden Abbildungen ist auf der linken Seite von oben die Höhe über Grund, die Rollrate p , die Nickrate q , die Gierrate r und das RCR und auf der rechten Seite die True Airspeed TAS , der Hängewinkel Φ , der Längslagewinkel Θ , der Schiebewinkel β und das vertikale Lastvielfache n_z gezeigt.

In Abbildung 7.18 ist gut zu erkennen, dass das Trägerflugzeug, also der reale ATTAS, dem simulierten Flugzeug, dem ATTAS-Modell, in allen Größen mit ausreichender Genauigkeit folgt. Gerade die Verläufe von Hängewinkel und Schiebewinkel passen sehr gut zueinander. Auch die Roll-, Nick- und

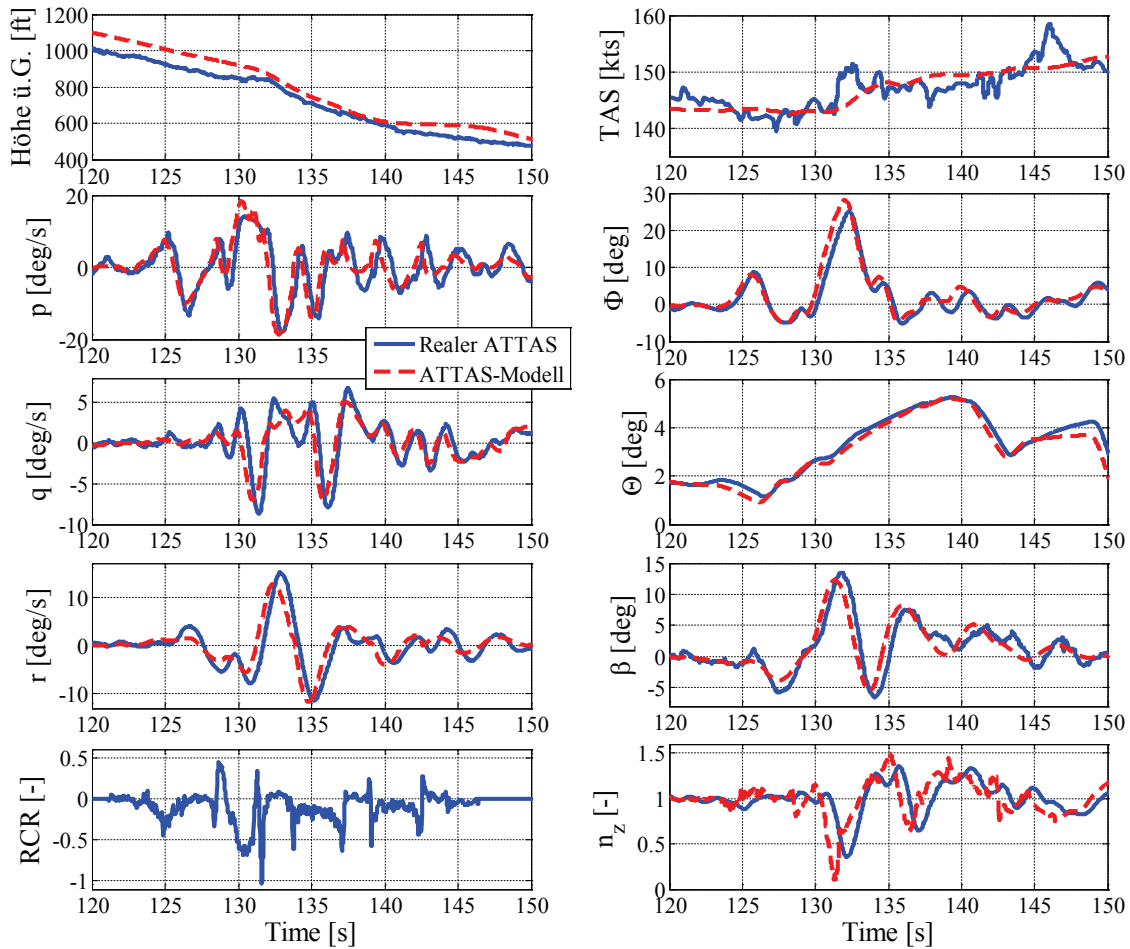


Abbildung 7.18: Vergleich des simulierten und realen ATTAS während eines Wirbelschleppendurchfluges mit $|RCR|_{max} \approx 1$

Gierraten passen gut, bis auf Bereiche, in denen das RCR große Gradienten aufweist. Insgesamt ist zu erkennen, dass der reale ATTAS dem Modell etwas nacheilt. Insgesamt ist die Güte der Inflight-Simulation aber für die Zwecke der Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen akzeptabel.

Abbildung 7.19 zeigt einen Durchflug mit $|RCR|_{max} > 1$. Auch hier ist in weiten Teilen zu sehen, dass das Trägerflugzeug dem Modell sehr gut folgt. Lediglich in dem Moment, in dem $RCR > 1$ ist, ist zu sehen, dass ATTAS dem Modell nicht folgen kann. Die aufgezeichnete Roll- und Nickrate des Modells sind zu groß, als dass die Steuerflächen des ATTAS ausreichen würden, diesen folgen zu können. Nichtsdestotrotz zeigen sowohl Nick-, als auch Schiebewinkel akzeptable Übereinstimmung mit dem Modell. Lediglich der Hängewinkel des Trägerflugzeugs baut sich langsamer auf und erreicht daher nicht denselben Maximalwert. Der konstante Unterschied im Längslagewinkel ist damit zu erklären, dass in diesem Fall das simulierte Flugzeug nicht

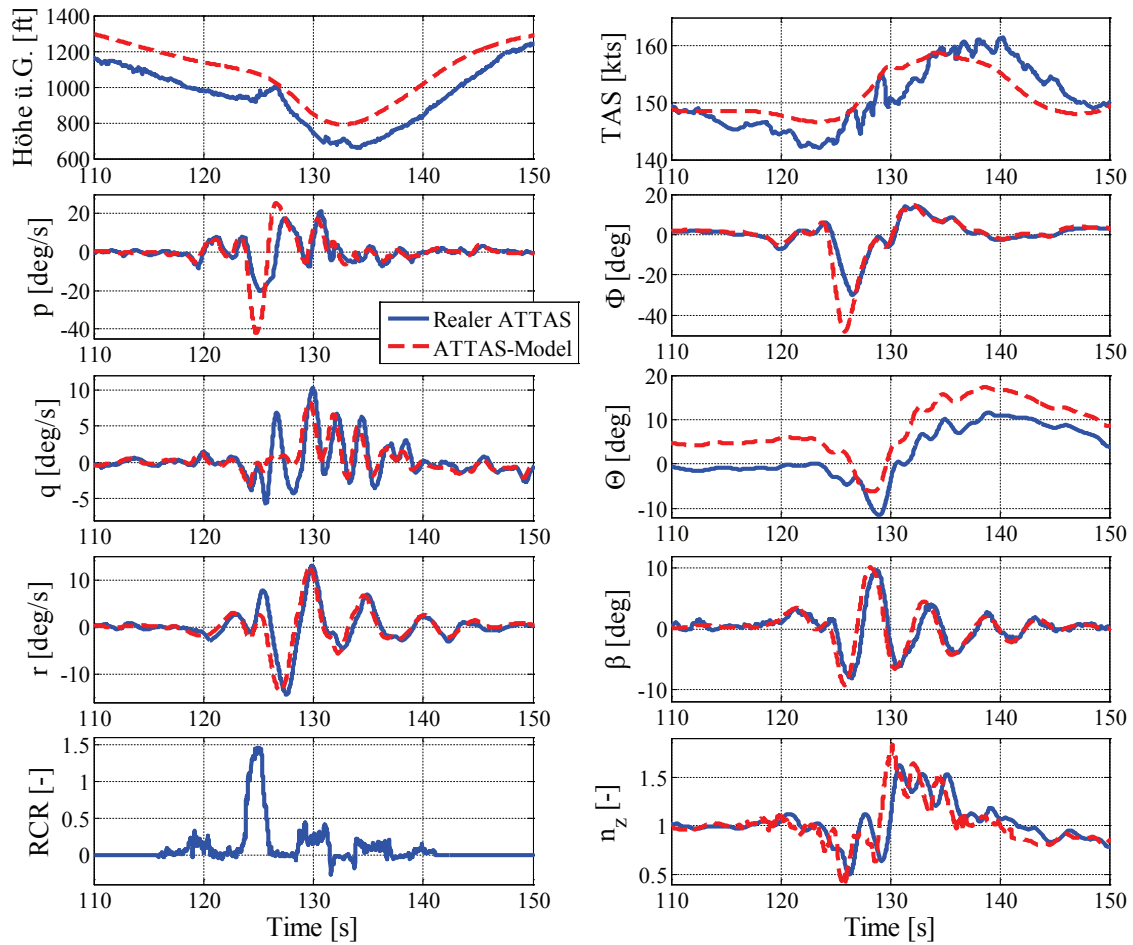


Abbildung 7.19: Vergleich des simulierten und realen ATTAS während eines Wirbelschleppendurchfluges mit $|RCR|_{max} > 1$

dieselbe Klappenstellung wie das Trägerflugzeug während des Durchfluges hatte, weshalb es mit einer um 5° größeren Längslage fliegt. Dies hat jedoch keinen zu erwartenden Einfluss auf die Ergebnisse und die Bewertungen in diesem Fall. Insgesamt wird die Charakteristik des Durchfluges jedoch hinreichend wiedergegeben. Die Bewertung eines solchen Durchfluges wird vom Piloten jedoch wahrscheinlich besser sein, als sie für den tatsächlichen Durchflug gewesen wäre. Dies ist bei der Auswertung der Bewertungen zusätzlich zu beachten.

Für die Untersuchung wurden die Wirbeldurchflüge wiederum während des Endanfluges zwischen 1.500 ft und 400 ft über Grund eingespielt. Das untersuchte Szenario ist wiederum ein ILS-Anflug unter Sichtbedingungen (VMC). Aus diesem Grund wurden für die Versuche Flughäfen mit ILS benötigt, bei denen jedoch wenig Verkehr herrscht, um mit den Flugversuchen den Verkehrsablauf an dem jeweiligen Flughafen nicht zu stören. Des Weiteren muss-

ten am Flugtag Sichtflugbedingungen herrschen, da dies eine Voraussetzung für die Verwendung der Inflight-Simulation war. Darüber hinaus wäre außerdem zu erwarten, dass die Bewertungen der Piloten sich unter Instrumentenflugbedingungen von Bewertungen unter Sichtflugbedingungen unterscheiden. Aus Sicherheitsgründen sollte der jeweilige Flughafen über eine ausreichend lange Landebahn verfügen. Aus diesen Gründen wurden die Versuche mit ATTAS an verschiedenen Flughäfen durchgeführt, nämlich Schwerin/Parchim, Holzdorf, Nordholz, Braunschweig und Cochstedt.

Jeder Versuch begann mit dem ILS-Anflug (vgl. Abbildung 7.3). Im Bereich des Endanflugpunktes wurde dann die Inflight-Simulation gestartet und der Experimentalpilot übernahm den Anflug. Nach Unterschreiten der jeweiligen, bei jedem Anflug unterschiedlichen Auslösehöhe wurden dann die wirbelinduzierten Kräfte und Momente in die Simulation eingespielt. Konnte der Experimentalpilot die Störung aussteuern wurde der Anflug fortgesetzt und kurz vor dem Aufsetzen durchgestartet. Sah sich der Experimentalpilot nicht in der Lage, den Anflug aufgrund der Wirbelschleppe fortzusetzen, sollte er, wie im normalen Betrieb eines Verkehrsflugzeuges, durchstarten. Nach dem Durchstarten wurde in jedem Fall der Wirbeldurchflug durch den Experimentalpiloten anhand der Bewertungsskala (s. Abbildung 4.1) bewertet. In nur wenigen Fällen war die Flugzeugreaktion auf den Wirbeldurchflug derart heftig, dass der Sicherheitspilot übernahm und damit die Inflight-Simulation beendet wurde. Diese Fälle wurden ebenso wie das Durchstarten durch den Experimentalpilot als inakzeptabel bewertet. Anschließend wurde nach dem Durchstarten eine Platzrunde geflogen und ab dem Endanflugpunkt ein weiterer Versuchsanflug gestartet.

Eine detaillierte technische Beschreibung der durchgeführten Flugversuche ist den *Post Flight Reports* im Anhang zu entnehmen.

7.2.3 Ergebnisse

Für die Auswertung der Inflight-Simulationen ist zu erwähnen, dass aufgrund der Außerdienststellung von ATTAS weitere bereits geplante Flüge nicht mehr durchgeführt werden konnten. Aus diesem Grund ist die Anzahl der simulierten Durchflüge mit welligen Wirbeln deutlich geringer als die mit Ringwirbeln. Da bei der Simulatorkampagne im A330-Simulator (Kapitel 7.1) ebenfalls wellige Wirbel untersucht wurden, lässt dieser Umstand jedoch eine Interpretation der Ergebnisse zu. Trotzdem ist die statistische Signifikanz der Ergebnisse der Inflight-Simulationen mit ATTAS aufgrund der insgesamt relativ geringen Anzahl an simulierten Durchflügen eingeschränkt.

Die Auswertung der Bewertungen zeigt jedoch auffällige Übereinstimmungen mit den Ergebnissen der anderen hier beschriebenen Untersuchungen, so dass die Aussagekraft der Ergebnisse bei allen Einschränkungen trotzdem gegeben ist.

Abbildung 7.20 zeigt die Bewertungen der Wirbeldurchflüge in derselben Darstellung wie bei den Simulatorversuchen im A330-Simulator. Gezeigt ist wieder die Einflughöhe über Grund über dem $|RCR|_{max}$ -Wert, der während des Durchfluges aufgetreten ist. Zusätzlich ist die durchschnittliche Bewertung des Piloten gezeigt. Des Weiteren sind die in Kapitel 4.3 erläuterte Akzeptanzgrenze (grüne Strichlinie) und die Inakzeptanzgrenze (rote Strichlinie) dargestellt.

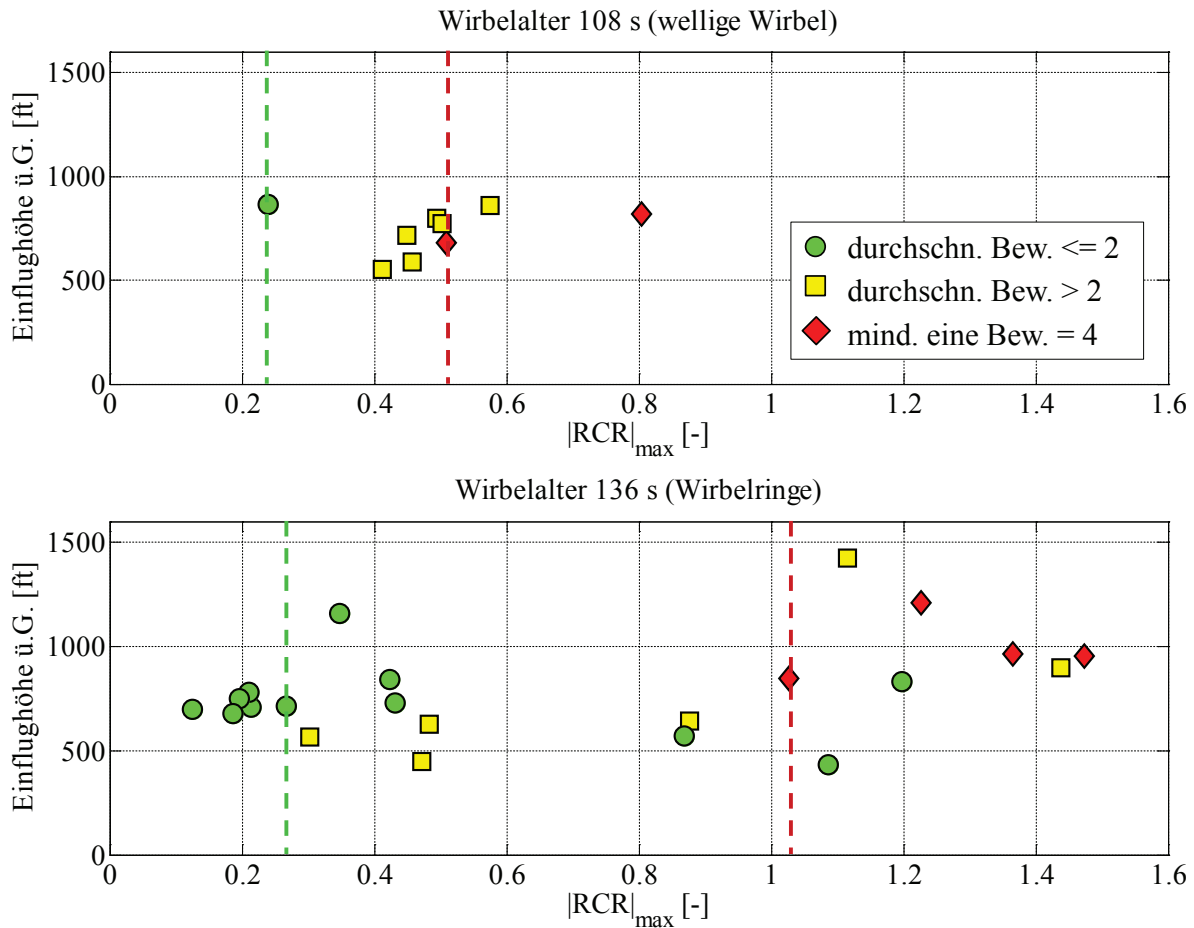


Abbildung 7.20: Gefährdungsgrenzen der Durchflüge mit ATTAS für wellige Wirbel und Wirbelringe [62]

Wie in Abbildung 7.20 zu erkennen ist, liegt die Inakzeptanzgrenze bei Wirbelringen bei deutlich größeren $|RCR|_{max}$ -Werten als bei welligen Wirbeln. Durchschnittlich wurden somit die Durchflüge durch Wirbelringe von den Pi-

loten wesentlich besser bewertet, als Durchflüge durch wellige Wirbel. Dies ist wiederum mit der deutlich geringeren Einwirkdauer der wirbelinduzierten Kräfte und Momente bei Durchflug durch Ringwirbel zu erklären, weswegen auch sehr hohe $|RCR|_{max}$ -Werte nur kurzzeitig wirken und somit die Flugzeugreaktion weniger beeinflussen, als bei einer längeren Einwirkdauer bei weniger stark deformierten Wirbeln. Dies erklärt auch gute Bewertungen bei hohen $|RCR|_{max}$ -Werten, wie bereits in Kapitel 7.1.3 erläutert wurde. Eine weitere Erklärung ist die in Kapitel 7.2.2 erläuterte schlechtere Modellfolgegüte der Inflight-Simulation bei $|RCR|_{max} > 1$.

Ein sehr interessantes Ergebnis ist, dass die Akzeptanzgrenze ebenso wie bei den A330-Simulatorversuchen auch hier wiederum unabhängig vom Grad der Deformierung ist.

Unabhängig davon, ob die Durchflüge mit welligen oder Ringwirbeln simuliert wurden, sind Durchflüge unterhalb von $|RCR|_{max} \approx 0,25$ als harmlos bewertet worden. In beiden Fällen liegt die Akzeptanzgrenze bei den Inflight-Simulationen mit ATTAS knapp unterhalb von $|RCR|_{max} = 0,3$. Dass die Akzeptanzgrenze etwas niedriger liegt als bei den Versuchen im A330-Simulator ist mit der bei ATTAS fehlenden Reglerunterstützung im manuellen Flug zu erklären.

Da das *Normal Law* des A330 den Piloten während des Wirbeldurchflugs unterstützt, werden von den Piloten dort höhere $|RCR|_{max}$ -Werte akzeptiert. Da dies bei ATTAS nicht der Fall ist, liegt die Akzeptanzgrenze erwartungsgemäß niedriger.

Eine Tendenz zu PIO, wie bei den Versuchen im A330-Simulator beobachtet (s. Kapitel 7.1.3), trat bei den Versuchen mit ATTAS nicht auf. Dies ist ein weiteres Indiz dafür, dass diese PIO-Tendenz durch Interaktionen zwischen den Steuereingaben des Piloten und des *Normal Laws* hervorgerufen werden und keine direkte Folge der Wirbeldeformierung ist.

Wie in [62] gezeigt wurde, sind die Durchflüge durch Ringwirbel deutlich weniger rolldominiert als solche durch wellige Wirbel. Während die Störung bei Durchflügen mit kleinen Einflugwinkeln durch wellige Wirbel überwiegend die Rollachse des Flugzeugs anregt, treten bei Durchflügen durch Ringwirbel ebenso vertikale Lastvielfache und größere Schiebewinkel auf. Die Auswertung der Flugzeugreaktion und der Pilotenbewertungen zeigt jedoch auch bei Durchflug durch Ringwirbel eine Korrelation der Bewertungen mit Größen der Rollachse wie Rollrate und Hängewinkel, während Schiebewinkel und

vertikales Lastvielfaches keine solche Korrelation zeigen [62]. $|RCR|_{max}$ kann somit auch für Durchflüge durch Ringwirbel als sinnvolle Gefährdungsmetrik angesehen werden.

7.3 Ortsfeste Simulation im AVES-Simulator

Um Wirbeldurchflüge bei operationell relevanten Wirbelaltern noch genauer als bei den Kampagnen im A330-Simulator oder mit ATTAS zu untersuchen, wurde eine weitere Kampagne im A320-Simulator des AVES-Simulatorzentrums (Air Vehicle Simulator) des DLR Institut für Flugsystemtechnik durchgeführt. Als operationell relevante Wirbelalter sollen hier solche Wirbelalter bezeichnet werden, die bei typischen Anfluggeschwindigkeiten Stabelfungsabständen zwischen 3 nm und 5 nm entsprechen. Somit sollte diese Kampagne dazu dienen, nicht nur den Vergleich zwischen geradlinigen und deformierten Wirbeln oder zwischen einzelnen welligen Wirbeln und Wirbelringen zu ziehen, sondern zwischen verschiedenen welligen Wirbeln, Wirbeln während des *Linkings* und Wirbelringen nach dem *Linking*. Die Kampagne sollte einen Überblick über realistische Wirbeleinflüge im Bereich vor, während und nach dem *Linking* liefern. Große Teile der Implementierung der Wirbelschleppensimulation in den Simulator und die Durchführung der Versuche mit Piloten des DLR wurden im Rahmen der vom Autor der vorliegenden Arbeit betreuten Masterarbeit von P. Pacho Ruiz durchgeführt [79].

7.3.1 Das AVES-Simulatorzentrum

Das DLR Institut für Flugsystemtechnik eröffnete im Juni 2013 offiziell das neue AVES-Simulatorzentrum [120]¹². Dieses verfügt über einen Festsitzsimulator und einen Bewegungsimulator mit Wechselcockpits. Die Besonderheit des Simulatorzentrums sind die Cockpits des DLR Forschungshubschraubers EC135 ACT/FHS und des DLR Forschungsflugzeuges A320 ATRA, die wechselweise sowohl im Bewegungsimulator, als auch im Festsitzsimulator betrieben werden können. Ein Wechsel der Cockpits ist dabei mit vergleichsweise wenig Aufwand verbunden. Das Simulatorzentrum dient sowohl der Flugversuchsvorbereitung mit den DLR-Forschungsfluggeräten ATRA und FHS, als auch der reinen Forschung. Beide Simulatoren verfügen über eine Kuppel, in die das jeweilige Cockpit von hinten hineingeschoben werden kann.

¹²Konferenzbeitrag von H. Duda et al. aus dem Jahr 2013 über das Design des DLR AVES Forschungsflugsimulators



Abbildung 7.21: Außenansicht des Air VEHicel Simulator AVES des DLR
(Foto: DLR)

Abbildung 7.21 zeigt den Bewegungssimulator des AVES-Simulatorzentrums von außen. Gut zu erkennen ist die Kuppel, die ein für Flugsimulatoren enormes Sichtfeld aus dem Cockpit von horizontal 240° und vertikal 95° ermöglicht. Der große vertikale Sichtbereich war bei der Entwicklung des Simulators eine Anforderung der Hubschraubersimulation. Ebenso ist in Abbildung 7.21 gut das Bewegungssystem zu sehen, dass aus einem elektrischen Hexapod-System besteht.

Die Innenansicht des A320-Cockpits des AVES ist in Abbildung 7.22 gezeigt. Das Cockpit besteht aus einem Nachbau des A320-Cockpits, das bis auf einzelne, wenige Änderungen dem Original entspricht. Im hinteren Bereich des Cockpits befindet sich die *Instructor/Operator Station* (in Abbildung 7.22 links vorne im Bild), die jedoch deutlich über die Funktionalität einer reinen *Instructor Station*, wie sie in Simulatoren für Pilotentraining zu finden ist, hinausgeht. Von hier aus können auch die wissenschaftlichen Experimente gesteuert und der gesamte Simulator bedient werden.



Abbildung 7.22: Innenansicht des A320-Cockpits des AVES (Foto: Dennis Vechtel)

Sämtliche Software des AVES wurde vom DLR Institut für Flugsystemtechnik entwickelt. Einzig Software für die Steuerung der Bewegungsplattform wurde von einer Fremdfirma entwickelt. Die Flugzeugsimulation inklusive Flugsteuerungssystem, Autopiloten, Flight Management System, Flight Warning Computer, Systemsimulation, etc., sowie die Simulationssteuersoftware und die Außensichtdarstellung wurden in Eigenarbeit des DLR Instituts für Flugsystemtechnik entwickelt, um größtmögliche Flexibilität für den wissenschaftlichen Einsatz des Simulators zu gewährleisten. Obwohl der Simulator nicht nach JAA STD 1A [113]¹³ zugelassen ist, zeigt die Simulationsgüte in weiten Bereichen eine sehr gute Qualität [106]¹⁴.

7.3.2 Szenario

Im Gegensatz zu den beiden zuvor beschriebenen Simulationskampagnen zur Gefährdungsbewertung durch Piloten wurden im AVES-Simulator ortsfeste Wirbeldurchflüge simuliert (s. Kapitel 3.2). Dies stellt die realistischste Art der Durchflugsimulation dar, da in diesem Fall das Flugzeug auf einer freien Bahn durch die ortsfeste Wirbelschlepe fliegt. Die wirbelinduzierten Kräfte und Momente werden während der Simulation in Echtzeit abhängig von

¹³JAA-Standard für die Zulassung von Flugsimulatoren für das Pilotentraining

¹⁴Institutsbericht von C. Raab aus dem Jahr 2012 über das flugdynamische Simulationsmodell des A320 ATRA und die Bewertung der Modellgüte

der aktuellen Position und Lage des Flugzeugs im Strömungsfeld berechnet. Das in Kapitel 3.2 beschriebene AIM wurde hier somit komplett in die Flugzeugsimulation integriert. Da die LES-Datensätze aufgrund der Größe der Datenmenge allerdings nicht direkt in das in Simulink[®] umgesetzte Flugzeugmodell integriert werden konnten, wurden diese mittels einer S-Function in den Arbeitsspeicher des Simulationsrechner geladen und die Geschwindigkeitskomponenten der Wirbelschlepe von der S-Function interpoliert [79].

Eine ortsfeste Durchflugsimulation, bei der die Wirbelschlepe vor Start der Simulation fest im Raum, z.B. auf dem ILS, positioniert wird, hat den hauptsächlichsten Nachteil, dass kleine Abweichungen der Flugbahn dazu führen, dass die Wirbelschlepe nicht mehr in der gewünschten Art durchfliegen oder gar nicht getroffen wird. Flugbahnabweichungen in einer Größenordnung von wenigen zehn Metern in lateraler oder vertikaler Richtung können in diesem Fall bedeuten, dass die Wirbelschlepe überhaupt nicht getroffen wird. Derart genau kann ein Anflug von einem Piloten auch mit ILS nicht manuell geflogen werden.

Aus diesem Grund wurde bei den hier beschriebenen Simulationen ein abgewandeltes Verfahren der ortsfesten Durchflüge angewendet, bei denen die Wirbelschlepe zunächst fest an das Flugzeug gebunden ist, ohne dieses zu beeinflussen (s. Abbildung 7.23). Das Orientierung des Wirbelachsenkoordinatensystem (in Abbildung 7.23 mit Index „WV“ gekennzeichnet) ist dabei auf das geodätische Koordinatensystem (in Abbildung 7.23 mit Index „g“ gekennzeichnet) bezogen, während seine Position fest an das flugzeugfeste Koordinatensystem (in Abbildung 7.23 mit Index „f“ gekennzeichnet) gebunden ist und in einem fixen Abstand unterhalb dieses „hängt“. Nach Unterschreiten einer gewissen, veränderbaren Auslösehöhe wird das Wirbelachsenkoordinatensystem an seiner Position gegenüber dem geodätischen Koordinatensystem festgehalten, unabhängig davon, wo genau sich diese Position gegenüber einer anderen Referenz (z.B. ILS) befindet. Auf diese Art kann gewährleistet werden, dass das Flugzeug die Wirbelschlepe unter den gewünschten Bedingungen trifft, sie dann aber auf einer freien Bahn durchfliegt.

Wie schon im A330-Simulator des ZFB (Kapitel 7.1) wurden auch im AVES-Simulator IFR-Anflüge unter VMC auf dem ILS der früheren Landebahn 25R (heutige 25C) des Flughafen Frankfurt/Main simuliert. Die Simulation wurde wiederum vor dem Endanflugpunkt REDGO unterhalb des Gleitpfades in Landebahnverlängerung mit Landekurs gestartet. Aufgabe der Piloten war es, einen ILS-Anflug zu fliegen, das Flugzeug wie in Realität währenddessen für die Landung zu konfigurieren und das Flugzeug zu landen (vgl.

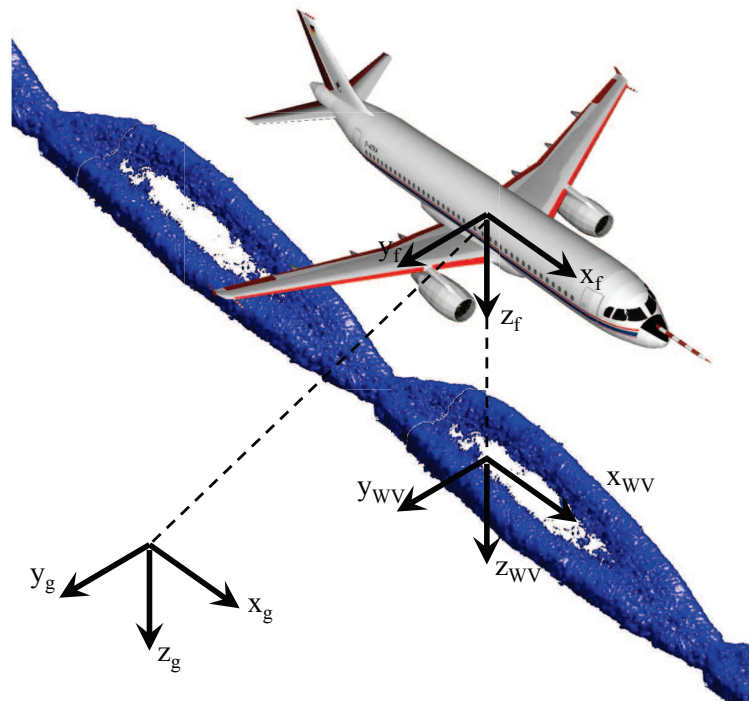


Abbildung 7.23: Zur Erläuterung der ortsfesten Implementierung der Wirbelschleppen in den AVES-Simulator

Abbildung 7.3). Für den Fall, dass die Störung durch die Wirbelschleppe zu stark war, als dass ein sicherer Anflug fortgesetzt werden konnte, sollten die Piloten nach eigenem Ermessen durchstarten. Die Simulation wurde entweder nach der Landung oder nach dem Durchstarten beendet und der jeweilige Wirbeldurchflug anhand der Bewertungsskala (s. Abbildung 4.1) vom Piloten bewertet.

Das Szenario gleicht somit dem der ZFB-Simulatorkampagne aus Kapitel 7.1. Unterschiede beider Kampagnen waren das einfliegende Flugzeug (ZFB: A330; AVES: A320) die Art der Durchflugsimulation (ZFB: zeitfest; AVES: ortsfest) und die Wirbelalter, bzw. damit einhergehende Deformierungsgrade der Wirbelschleppe (ZFB: analytisch, geradlinig und LES bei 108 s; AVES: LES bei 80 s bis 136 s). Um den hinsichtlich der Gefährlichkeit besonders relevanten Bereich kurz vor und nach dem *Linking* der Wirbel speziell zu untersuchen, wurden bei der AVES-Kampagne LES-Datensätze für die Wirbelalter von 80 s, 96 s, 108 s, 120 s und 136 s verwendet. Es wurden somit die Deformierungsstadien zwischen welligen Wirbeln über das *Linking* bis zu Ringwirbeln untersucht. Für typische Anfluggeschwindigkeiten entsprechen diese Wirbelalter Staffelaabständen von ca. 3 nm, 3,6 nm, 4 nm, 4,5 nm und 5,1 nm und stellen somit eine operationelle realistische Bandbreite

zwischen der minimalen Radarstaffelung und der derzeitigen ICAO-Staffelung für Flugzeuge der *MEDIUM*-Kategorie hinter Flugzeugen der *HEAVY*-Kategorie (s. Tabelle 1.1) dar.

Insgesamt wurden im AVES-Simulator 100 Wirbelschleppendurchflüge mit 5 Piloten durchgeführt. Bei den Piloten handelte es sich ausschließlich um DLR-Piloten, die alle ausgebildete Verkehrspiloten sind jedoch nicht alle über Testpilotenlizenzen verfügen. Die Durchflugszenarien hinsichtlich Durchflugposition und -winkel wurden aus den Simulationen aus Kapitel 6 entnommen. Hierbei wurde darauf geachtet, dass das erwartete $|RCR|_{max}$ für jedes Wirbelalter in einem vergleichbaren Bereich liegt und möglichst breit gestreut ist. Die tatsächlich auftretenden $|RCR|_{max}$ -Werte variieren bei den Versuchen jedoch von den anvisierten, da durch die ortsfeste Simulation der Wirbeldurchflüge die Reaktion des Piloten einen deutlichen Einfluss auf die Flugbahn durch das Strömungsfeld der Wirbelschleppe hat.

Eine detaillierte Beschreibung der Testfälle und der Durchführung der Versuche sind [79] zu entnehmen.

7.3.3 Ergebnisse

Die Auswertung der Ergebnisse dieser Kampagne zeigt, dass im Mittel die Wirbeldurchflüge relativ gut bewertet wurden. Nicht für jedes Wirbelalter ist es zu inakzeptablen Durchflügen gekommen, was auch daran liegen kann, dass das in der ATRA-Simulation verwendete Flugsteuerungssystem etwas zu schnell und idealisiert auf äußere Störungen reagiert und daher sehr viel des Einflusses der Wirbelschleppe dämpft, bevor der Pilot eingreifen muss (s. Kapitel 6.1.2). Es konnte in Kapitel 6.4 allerdings gezeigt werden, dass die Reglerdynamik keinen Einfluss auf eine unterschiedliche Charakteristik bei Durchflügen mit verschiedenen deformierten Wirbeln besitzt. Ein sehr interessantes Ergebnis der Kampagne ist, bei welchen Wirbelaltern es überhaupt zu inakzeptablen Wirbeldurchflügen gekommen ist.

Abbildung 7.24 zeigt die Bewertung jedes einzelnen Durchfluges in Abhängigkeit des $|RCR|_{max}$ -Wertes, das während des jeweiligen Durchfluges aufgetreten ist, und des Wirbelalters. Da mit zunehmendem Wirbelalter die Zirkulation der Wirbel abnimmt, ist anzunehmen, dass bei jüngeren, somit stärkeren Wirbeln mehr inakzeptable Durchflüge auftreten. Dies ist, wie in Abbildung 7.24 zu sehen ist, jedoch nicht der Fall.

¹⁵Vortrag des Autors der vorliegenden Arbeit aus dem Jahr 2014 darüber ob die Annahme von geradlinigen Wirbelschleppen für Gefährdungsuntersuchungen valide ist

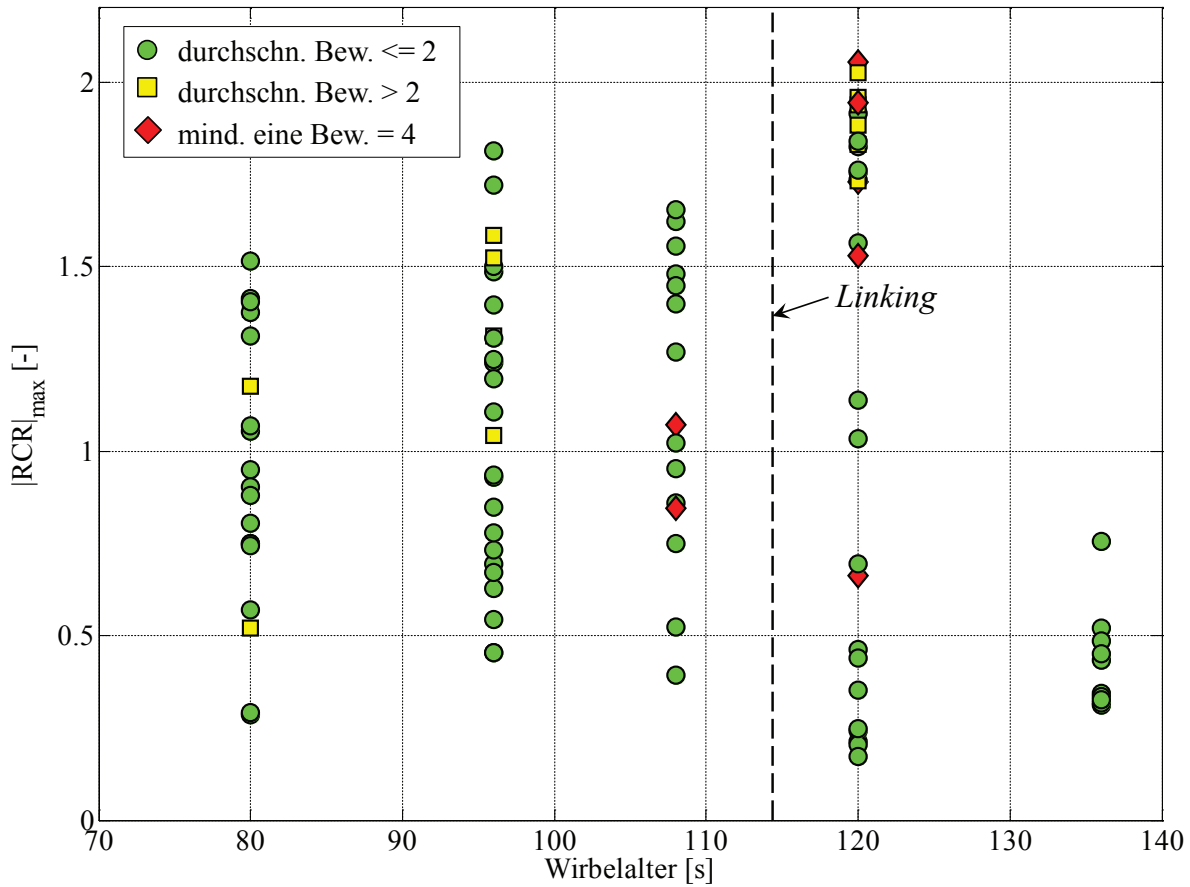


Abbildung 7.24: Pilotenbewertungen bei Durchflügen mit deformierten Wirbeln unterschiedlichen Wirbelalters [121]¹⁵

Abbildung 7.24 zeigt, dass die einzigen inakzeptablen Durchflüge im Bereich des *Linkings* aufgetreten sind. Das *Linking* ist zwar zeitlich nicht exakt festzulegen, tritt aber in den verwendeten LES-Datensätzen zwischen den Wirbelaltern von 108 s und 120 s auf. Genau zu diesen Wirbelaltern, somit kurz vor und kurz nach dem *Linking*, wurden bei der Kampagne im AVES-Simulator die einzigen Wirbeldurchflüge von den Piloten als inakzeptabel bewertet. Interessanterweise traten sogar bei den Durchflügen durch die jüngsten, und damit stärksten Wirbeln mit einem Wirbelalter von 80 s deutlich geringere $|RCR|_{max}$ -Werte ($|RCR|_{max} \approx 1,5$) auf, als kurz nach dem *Linking* ($|RCR|_{max} \approx 2,1$). Dieser Umstand lässt sich damit erklären, dass das einfliegende Flugzeug aufgrund der größeren Zirkulation bei den jüngeren Wirbeln zunächst stärker durch die Wirbel gestört wird und daher nicht so dicht an den Wirbelkern heran kommt, wie bei den älteren, grundsätzlich schwächeren Wirbeln. Dazu kommt, dass im Bereich des *Linkings* relativ hohe Strömungsgeschwindigkeiten verbleiben, die das einfliegende Flugzeug

gut treffen kann, da es durch die übrigen Bereiche des Wirbels, die schon deutlich stärker zerfallen sind, nicht so stark gestört wird. Immerhin sieht man in Abbildung 7.24 ebenfalls gut, dass das $|RCR|_{max}$ nach vollständig abgeschlossenem *Linking*, also bei Ringwirbeln ($t_{age} = 136$ s), deutlich abnimmt. In diesen Fällen wurden sämtliche Durchflüge von den Piloten als harmlos bewertet. Die Inflight-Simulationen mit ATTAS (s. Kapitel 7.2) haben jedoch gezeigt, dass Durchflüge durch Wirbelringe nicht kategorisch als harmlos angesehen werden können.

Bei der Betrachtung der Flugzeugreaktion erkennt man einen grundsätzlich ähnlichen Verlauf, wie beim $|RCR|_{max}$ über dem Wirbelalter. Abbildung 7.25 zeigt den maximalen Hängewinkel Φ , die maximale Roll- und Gierrate p und r , die maximale Änderung des vertikalen Lastvielfachen Δn_z , sowie die maximale Abweichung vom Gleitpfad. Auch hier erkennt man, dass die größte Flugzeugreaktion kurz nach dem *Linking* bei einem Wirbelalter von 120 s auftritt. Ebenfalls ist zu erkennen, dass die deutlich stärkere Flugzeugreaktion bei einem Wirbelalter von 120 s überwiegend in der Roll- und Gierachse auftritt, während das vertikale Lastvielfache und die Abweichung vom Gleitpfad keine großen Variation über das Wirbelalter zeigen.

Warum die beiden Durchflüge bei dem Wirbelalter von 108 s als inakzeptabel von den Piloten bewertet wurden, lässt sich anhand der aufgezeichneten Daten leider nicht eindeutig klären. Weder das $|RCR|_{max}$, noch die Flugzeugreaktion in Roll- und Gierachse zeigen hier besonders hohe Werte und liegen eher im mittleren Bereich für das Wirbelalter. In einem der beiden Fälle tritt immerhin eine größere Abweichung vom Gleitpfad auf. Diese ist allerdings mit weniger als einem halben Dot¹⁶ Abweichung vom Gleitpfad insgesamt nicht als kritisch anzusehen und würde in der Praxis voraussichtlich nicht zu einem Durchstarten führen. Der Umstand, dass die Bewertung eines Piloten sich nicht objektiv begründen lässt, ist einer der größten Nachteile bei subjektiven Bewertungen, die manchmal irrational sein können. Dies ließe sich normalerweise durch eine genügend große Anzahl an Bewertungen statistisch bereinigen, doch leider ist es oftmals zeitlich oder finanziell nicht möglich eine entsprechend große Anzahl an Versuchen durchzuführen, so dass

¹⁶Die Abweichung vom Gleitpfad des ILS wird in sog. Dot (Punkten) angegeben. Dies rührt von der ILS-Anzeige im Cockpit, bei der üblicherweise oberhalb und unterhalb des Gleitpfades Punkte als Abweichung vom Sollwert in der Mitte gezeigt werden. Bei Airbus-Anzeigen geht die Anzeige von minus bis plus zwei Dot. Die Punkte entsprechen dabei einer Winkelabweichung vom Gleitpfadsender aus. Beim A320 entspricht ein Dot der Gleitpfadanzeige einer Winkelabweichung von $0,4^\circ$ (aus: A320 Flight Crew Operating Manual [108])

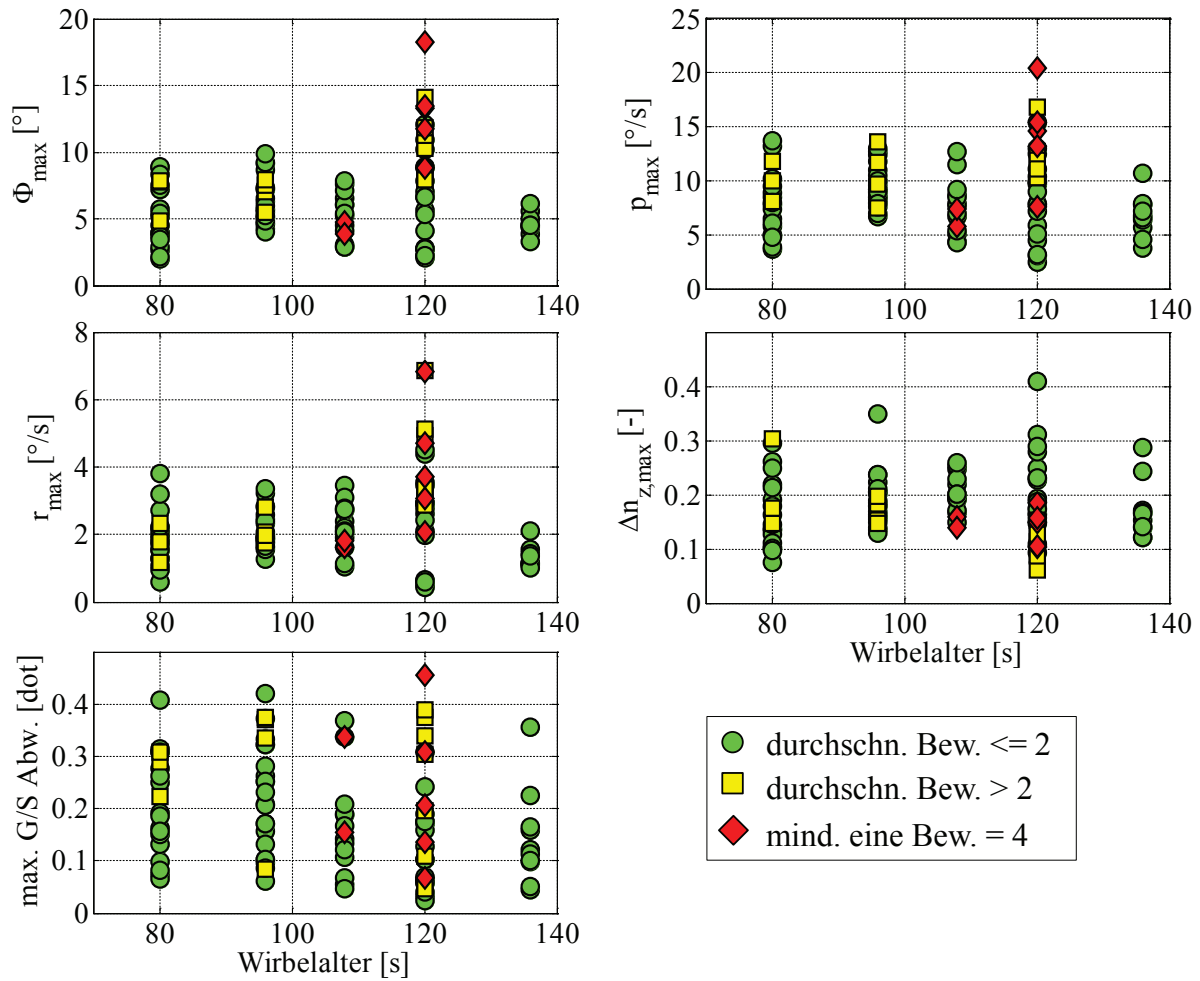


Abbildung 7.25: Flugzeugreaktion bei Durchflügen mit deformierten Wirbeln unterschiedlichen Alters [121]

man mit einzelnen, schwer erklärbaren Bewertungen der Piloten leider leben muss. Trotzdem passen die Bewertungen auch in der Kampagne im AVES-Simulator in das bisher gewonnene Bild, dass Durchflüge durch stark wellige Wirbel schlechter bewertet werden, als solche durch weniger deformierte oder geradlinige Wirbel oder durch Wirbelringe.

Auch die Ergebnisse der AVES-Kampagne zeigen, dass Wirbeldurchflüge bei Wirbelaltern im Bereich des *Linkings* eine besondere Kritikalität besitzen (vgl. Kapitel 6.3).

Aus diesem Grund soll an dieser Stelle nochmals die Verbindung zu den Staffelungsabständen aufgezeigt werden. Unter den hier angewendeten atmosphärischen Bedingungen (neutrale Temperaturschichtung und moderate Turbulenz) findet das *Linking* zwischen einem Wirbelalter von 108 s und

120 s ein. Der nachfolgende LES-Datensatz mit einem Wirbelalter von 136 s zeigt schon einen deutlich ausgeprägten Wirbelring (s. Abbildung 3.6). Bei typischen Anfluggeschwindigkeiten von modernen Verkehrsflugzeugen (ca. 140 KIAS) entspricht das Wirbelalter von 136 s ca. 5,1 nm und somit in etwa dem derzeitigen Staffellungsabstand nach ICAO für *MEDIUM* hinter *HEAVY* (s. Tabelle 1.1). Die in diesem Fall besonders kritischen Wirbelalter von 108 s und 120 s entsprechen damit 4 nm, bzw. 4,5 nm. Für die hier untersuchte Paarung von Erzeuger- und einfliegendem Flugzeug müsste nach dem Vorschlag für eine teilweise Neuordnung der minimalen Staffellungsabstände nach RECAT-EU eine Staffelung von 4 nm eingehalten werden (s. Tabelle 1.2).

Eine solche Verringerung der minimalen Staffellungen würde in diesem Fall bedeuten, dass unter entsprechenden atmosphärischen Bedingungen potentielle Wirbeleinflüge vom Deformierungsstadium der Ringwirbel hin zu stark welligen Wirbeln im Bereich des *Linkings* verschoben würden. Dies gilt selbstverständlich nur für die hier zugrunde liegenden atmosphärischen Bedingungen, die jedoch für die untersuchten Flughöhen realistisch sind und derart auftreten können [57]. Es müsste daher damit gerechnet werden, dass es bei einer entsprechenden Verringerung von Staffellungsabständen nicht nur zu einer der größeren mittleren Zirkulation geschuldeten Verstärkung der auftretenden Durchflüge kommt, sondern eine deutlichere Erhöhung aufgrund der hier beschriebenen Deformierungseffekte festzustellen sein. Dies bedeutet nicht zwangsläufig, dass eine entsprechende Verringerung der minimalen Staffellungsabstände als unsicher anzusehen ist, jedoch sollte auf der Basis der vorliegenden Ergebnisse bei einer Gefährdungsbewertung hierfür Effekte der Wirbeldeformierung berücksichtigt werden, indem z.B. zumindest ein dreiphasiger Zerfallsprozess angenommen wird.

Eine Analyse der Akzeptanz- und Inakzeptanzgrenze analog zu Kapitel 7.1 und 7.2 erscheint in diesem Fall nicht sinnvoll für jedes einzelne Wirbelalter, da für die einzelnen Wirbelalter nicht genügend Durchflüge vorliegen, um jeweils beide Grenzen ziehen zu können. Aus diesem Grund soll für die Bestimmung der Grenzen hier die Gesamtmenge an allen im AVES-Simulator durchgeführten Wirbeldurchflügen herangezogen werden. Auf diese Weise kann zwar nicht der Einfluss einer kontinuierlichen Zunahme der Deformierung auf beide Grenzen gezeigt werden, jedoch kann eine konservative Gesamtakzeptanzgrenze aufgezeigt werden. Abbildung 7.26 zeigt die gesamte Anzahl der simulierten Wirbeldurchflüge in der bekannten Darstellungsweise (vgl. Abbildung 7.7 für A330 und Abbildung 7.20 für ATTAS).

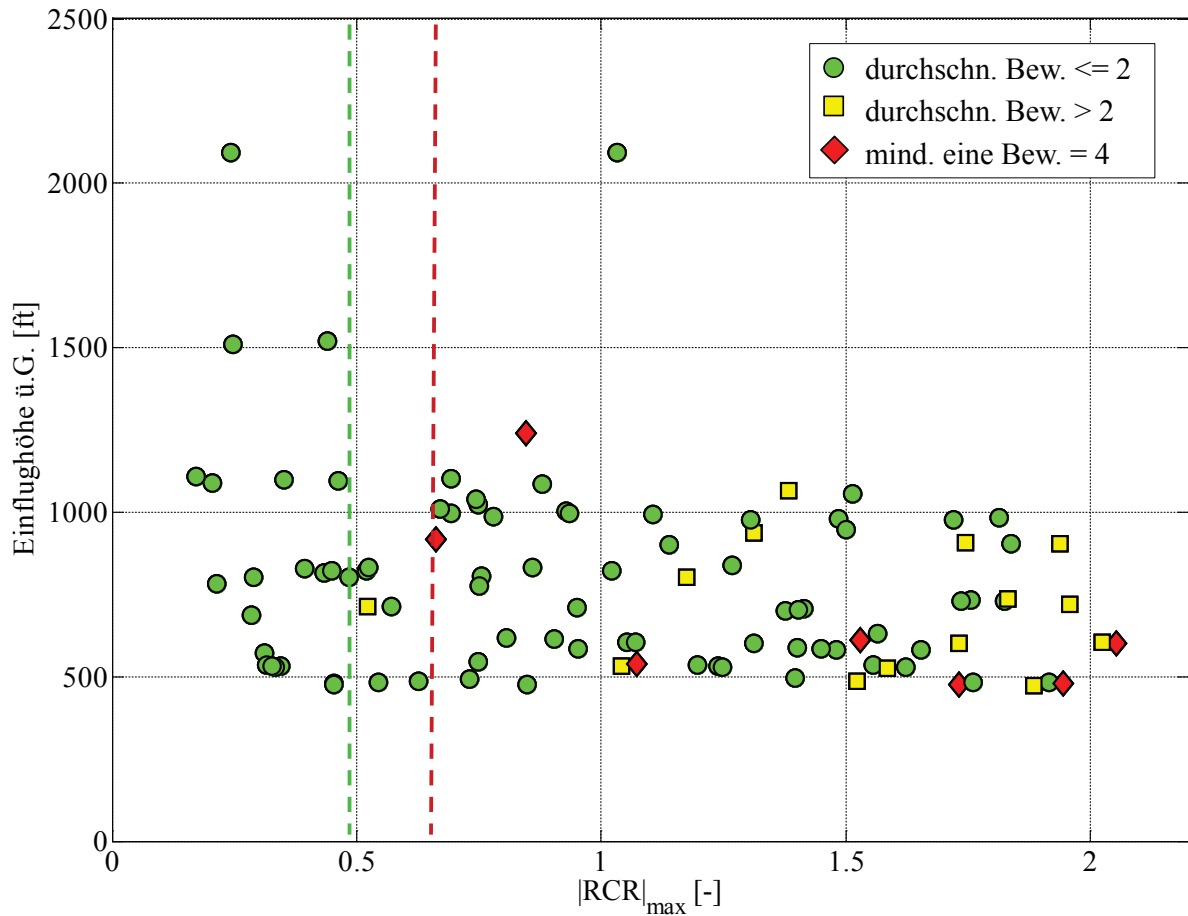


Abbildung 7.26: Gefährdungsgrenzen der Durchflüge mit A320 für unterschiedlich deformierte Wirbel

Wie in Abbildung 7.26 zu erkennen ist, wurden unterhalb von $|RCR|_{max} = 0,5$ alle Durchflüge als harmlos bewertet, während die Inakzeptanzgrenze bei $|RCR|_{max} \approx 0,7$ liegt. Eine Unterscheidung der einzelnen Wirbelalter, bzw. Deformierungsgrade ist in dieser Darstellung nicht möglich. Die relativ hohe Akzeptanzgrenze bei $|RCR|_{max} = 0,5$ deutet jedoch darauf hin, dass das Flugsteuerungssystem der verwendeten ATRA-Simulation sehr viel des Wirbeleinflusses aussteuert. Bei den Versuchen im A330-Simulator (s. Kapitel 7.1) wurde für stark wellige Wirbel (Wirbelalter 108 s) eine Akzeptanzgrenze von $|RCR|_{max} = 0,3$ gefunden. Das dort verwendete Flugsteuerungssystem kann dabei als realistisch in seinem Verhalten angesehen werden, da es sich um ein originales Flugsteuerungssystem des A330 handelte. Bei den Inflight-Simulationen mit ATTAS, ohne eine Reglerunterstützung des Piloten durch das Flugsteuerungssystem, das im Falle einer Störung selbstständig gegensteuert, wurde für das Wirbelalter von 108 s eine Akzeptanzgrenze von $|RCR|_{max} = 0,25$ gefunden. Die deutlich höhere Akzeptanzgrenze von

$|RCR|_{max} = 0,5$ bei den Versuchen im AVES-Simulator kann darauf hindeuten, dass die Regler des verwendeten Flugsteuerungssystems gegenüber dem originalen Flugsteuerungssystem von AIRBUS zu schnell sein könnten. Beim Vergleich mit dem A330-Flugsteuerungssystem ist allerdings auch zu bedenken, dass die Reglerauslegung zwischen A320 und A330 sich aufgrund der deutlich größeren Flexibilität der Struktur des A330 in Hinblick auf das Störverhalten unterscheidet. Diese Thesen lassen sich an dieser Stelle nicht endgültig klären, unterstützen jedoch die in Kapitel 6.4 gefundenen Ergebnisse, dass die Auslegung eines Flugsteuerungsreglers zwar keinen Einfluss auf die Charakteristik des Wirbelschleppendurchfluges bei verschiedenen Deformierungsgraden hat, die maximale Flugzeugreaktion jedoch deutlich beeinflusst.

Die im AVES-Simulator durchgeführten Versuche zeigen gut die Möglichkeit, wie durch die Reglerauslegung die Akzeptanzgrenze der Piloten hinsichtlich Wirbelschleppendurchflügen verschoben werden kann.

8 Zusammenfassung und Ausblick

An dieser Stelle werden die bisher beschriebenen Ergebnisse nochmals zusammengefasst und vor allem hinsichtlich der in Kapitel 1.2 beschriebenen wissenschaftlichen Fragestellungen der Arbeit bewertet. Abschließend werden über den Rahmen dieser Arbeit hinausgehende, verwandte Arbeiten aufgezeigt, die sich als offene Fragen bei den hier beschriebenen Untersuchungen gezeigt haben und die in Zukunft detailliert untersucht werden sollten.

8.1 Zusammenfassung

Die Ergebnisse der in Kapitel 6 und Kapitel 7 beschriebenen, durchgeführten Arbeiten sind in der Lage, ein ziemlich umfassendes Bild vom Einfluss der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit von Wirbeldurchflügen zu zeichnen. Nachfolgend sollen die Ergebnisse in Bezug auf die dieser Arbeit zugrunde liegenden, in Kapitel 1.2 formulierten wissenschaftlichen Fragen diskutiert werden.

Die erste und grundlegendste wissenschaftliche Frage lässt sich anhand der Ergebnisse eindeutig beantworten:

Hat Wirbeldeformierung einen Einfluss auf das Ergebnis einer Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppeneinflügen?

Diese Frage kann in Übereinstimmung mit den in Kapitel 5.2.2 beschriebenen Untersuchungen von Loucel und Crouch [51][52], bzw. Bieniek und Luckner [53][54][55] eindeutig positiv beantwortet werden. Die Charakteristik von Wirbelschleppendurchflügen durch deformierte Wirbel unterscheidet sich von solchen durch geradlinige Wirbel. Dies haben auch die hier beschriebenen Arbeiten zweifelsfrei gezeigt und widersprechen somit nicht dem bisherigen Wissensstand. Eine eindeutige Quantifizierung dieses Einflusses konnten die vorgenannten Studien von Loucel und Crouch, bzw. Bieniek und Luckner jedoch nur eingeschränkt leisten, vor allem, da sie in der Interpretation ihrer

Ergebnisse sich teilweise widersprachen. Grenzwerte für eine vorhersagbare Gefährdungsmetrik und der Einfluss der Wirbeldeformierung hierauf konnten diese Arbeiten nicht liefern. Hierzu sind die hier vorgestellten Ergebnisse in der Lage.

Zur Quantifizierung des Einflusses der Wirbeldeformierung auf die Gefährlichkeit wurde zunächst eine weitere wissenschaftliche Frage gestellt:

Verändert Wirbeldeformierung die Reaktion des einfliegenden Flugzeuges und wenn ja, wie?

Zur Beantwortung dieser Frage dienen maßgeblich die Ergebnisse der in Kapitel 6 beschriebenen Simulationsstudie. Die Ergebnisse der in Kapitel 7.3 beschriebenen Simulatorkampagne unterstützen dabei die in der Simulationsstudie gefundenen Ergebnisse.

Die Ergebnisse zeigen, dass Wirbeldeformierung grundsätzlich die Flugzeugreaktion verringert, da aufgrund der Deformierung die Einwirkdauer der wirbelinduzierten Kräfte und Momente geringer wird. Außer im Deformierungsstadium stark welliger Wirbel kurz vor und während des *Linkings* war die maximale Flugzeugreaktion in nahezu allen Größen der Flugzeugbewegung mit deformierten Wirbeln geringer als mit geradlinigen Wirbeln gleicher Wirbelstärke. Lediglich das vertikale Lastvielfache war in beiden Fällen vergleichbar. Im Bereich des *Linkings* war die Flugzeugreaktion jedoch zum Teil größer mit deformierten Wirbeln als mit geradlinigen. Diese größere Flugzeugreaktion während des *Linkings* lässt sich mit den von Hennemann gefundenen großen, im Bereich des *Linkings* verbleibenden Strömungsgeschwindigkeiten der Wirbel erklären [29]. Dieses Ergebnis wurde bei der Simulatorkampagne im AVES-Simulator (s. Kapitel 7.3) bestätigt, bei der auch im manuellen Flug die größten Flugzeugreaktionen im Bereich des *Linkings* auftraten und nicht wie zu erwarten bei weniger deformierten, jüngeren und somit stärkeren Wirbeln. Alle Ergebnisse zeigen, dass die maximale Flugzeugreaktion nach dem *Linking*, also im Stadium der Ringwirbel, deutlich abnimmt. Insgesamt konnte auch gezeigt werden, dass die Anzahl von Durchflügen mit großer Flugzeugreaktion bei deformierten Wirbeln deutlich geringer war. Des Weiteren konnten die Untersuchungen zeigen, dass aufgrund der Wirbeldeformierung die Einflugwinkel, unter denen die maximale Flugzeugreaktion auftritt, hin zu größeren Winkeln verschoben werden. Hinsichtlich der Flugzeugreaktion lassen sich die gefundenen Ergebnisse somit so zusammenfassen, dass Wirbeldurchflüge im Bereich des *Linkings* eine besondere Kritikalität aufweisen, die Wahrscheinlichkeit eines Durchfluges mit großer Flugzeugreaktion durch die Wirbeldeformierung jedoch verringert wird.

Neben der reinen Flugzeugreaktion geht in die Quantifizierung der Gefährlichkeit von Wirbeldurchflügen auch der subjektive Gefährdungseindruck des Piloten ein. Hieraus resultiert die folgende wissenschaftliche Fragestellung dieser Arbeit:

Verändert Wirbeldeformierung den Eindruck des Piloten hinsichtlich der Gefährlichkeit eines Wirbelschleppeneinfluges und wenn ja, wie?

Zur Beantwortung dieser Frage dienen die Versuche mit Piloten aus Kapitel 7. Diese haben eindeutig gezeigt, dass sich auch die subjektive Bewertung der Piloten mit der Wirbeldeformierung ändert. So konnte einerseits bei den Versuchen im A330-Simulator (Kapitel 7.1) gezeigt werden, dass die Piloten die Durchflüge durch deformierte, wellige Wirbel schlechter bewertet haben, als durch geradlinige Wirbel gleicher Stärke. Die Inflight-Simulationen mit ATTAS haben wiederum gezeigt, dass die Piloten die Durchflüge durch Ringwirbel deutlich besser bewertet haben als Durchflüge durch wellige Wirbel. Schließlich wurden bei den Versuchen im AVES-Simulator Durchflüge durch Wirbel kurz vor und kurz nach dem *Linking* am schlechtesten bewertet und nicht Durchflüge durch die jüngsten und somit stärksten bei der Kampagne verwendeten Wirbel. Alle drei Kampagnen unterstreichen die bei der Auswertung der Flugzeugreaktion gefundene besondere Kritikalität der Durchflüge durch stark deformierte, wellige Wirbel kurz vor oder während des *Linkings*. Durchflüge durch Ringwirbel wurden von den Piloten insgesamt als deutlich harmloser bewertet, die Inflight-Simulationen mit ATTAS haben aber gezeigt, dass Ringwirbel nicht grundsätzlich vernachlässigbar sind, da auch bei diesem Deformierungsstadium inakzeptable Durchflüge aufgetreten sind.

Vor dem Hintergrund dieser Erkenntnisse lassen sich Schlussfolgerungen für eine allgemeine Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen unter Berücksichtigung des Effekts der Wirbeldeformierung ziehen. Hierfür wurde die abschließende Frage formuliert:

Muss Wirbeldeformierung für eine Gefährdungsbewertung berücksichtigt werden oder können Wirbelschleppen hierfür als geradlinig angenommen werden?

Die Beantwortung dieser Frage hängt von der Art der Gefährdungsbewertung ab. Gefährdungsbewertungen, die die Gefährlichkeit eines Durchfluges lediglich anhand der Wirbelstärke bewerten (z.B. Zirkulation oder induziertes Rollmoment) und somit Wirbeldeformierung unberücksichtigt lassen (wie

im Fall von RECAT [10]), könnten die besondere Kritikalität von Durchflügen kurz vor oder während des *Linkings* unterbewerten. Dies sollte für solche Untersuchungen berücksichtigt werden. Zumindest sollte in solchen Studien ein dreiphasiger Zerfall berücksichtigt werden, so dass die im Bereich des *Linkings* verbleibende, relativ hohe Zirkulation in die Gefährdungsbewertung eingeht.

Der Fokus dieser Arbeit hinsichtlich der Findung von Grenzen für eine geeignete Gefährdungsmetrik liegt jedoch auf dem am DLR Institut für Flugsystemtechnik entwickelten Gefährdungsraumkonzeptes SHAPe. Dieses verwendet als Metrik das betragsmäßig maximale, während des Durchfluges aufgetretene *Roll Control Ratio* $|RCR|_{max}$. Für geradlinige Wirbel wurde bereits in früheren Arbeiten eine Akzeptanzgrenze von $|RCR|_{max} = 0,2$ gefunden. Die hier beschriebenen Arbeiten haben gezeigt, dass diese Grenze auch für deformierte Wirbel anwendbar ist. Die Untersuchungen aus Kapitel 7 haben gezeigt, dass die Grenze, bei der Piloten Durchflüge als definitiv inakzeptabel bewerten, sich deutlich mit dem Grad der Deformierung verschiebt. Diese Grenze liegt für wellige Wirbel bei deutlich geringeren $|RCR|_{max}$ -Werten als für geradlinige Wirbel. Des Weiteren liegt diese Grenze für Wirbelringe bei deutlich höheren $|RCR|_{max}$ -Werten. Die Grenze wiederum, bei der Piloten einen Durchflug als grundsätzlich akzeptabel oder harmlos ansehen, variiert dafür nicht merklich mit dem Grad der Wirbeldeformierung. Dieser Wert schwankt leicht um einen Wert von $|RCR|_{max} = 0,3$ sowohl für wellige Wirbel, als auch für Ringwirbel, wie die Inflight-Simulationen mit ATTAS gezeigt haben. Dies bedeutet, dass für das Gefährdungsraumkonzept SHAPe eine Grenze von $|RCR|_{max} = 0,2...0,3$ als sinnvoll unabhängig vom Grad der Wirbeldeformierung angesehen werden kann. Für eine Vorhersage der Gefährlichkeit eines bevorstehenden Wirbeldurchfluges mit SHAPe muss der Effekt der Wirbeldeformierung somit nicht berücksichtigt werden, wenn der oben genannte Grenzwert angewendet wird.

8.2 Ausblick

Die Arbeit auf dem Gebiet der Gefährdungsbewertung von Wirbelschleppendurchflügen unter Verwendung realistischer Strömungsfelder der Wirbel aus Large-Eddy-Simulationen wird am Institut für Flugsystemtechnik auch in der Zukunft fortgeführt. Im Rahmen des DLR-Projektes L-bows (*Land-based and onboard wake systems*) werden z.B. Wirbeldurchflüge im Bodeneffekt unter Berücksichtigung der besonderen Deformierung der Wirbel in Boden-

nähe untersucht. Diese Arbeiten gehen somit deutlich über den Einfluss der durch die CROW-Instabilität angeregten Wirbeldeformierung außerhalb des Bodeneffekts hinaus.

Die Untersuchungen im Rahmen der hier beschriebenen Arbeit haben allerdings einige offene Fragen aufgeworfen, deren Beantwortung in Zukunft interessante und wichtige Forschungsthemen bietet. Die bei der Kampagne im A330-Simulator (Kapitel 7.1) aufgetretene Tendenz der Piloten zu piloteninduzierten Schwingungen (PIO) bei Durchflügen durch deformierte Wirbel lässt sich mit Interferenzen zwischen den Steuerkommandos des Basisreglers der Flugsteuerung und des Piloten erklären. Dieser Umstand deutet auf ein mögliches Verbesserungspotential von modernen reglerunterstützten Flugsteuerungssystemen (*fly-by-wire*) bei hochdynamischer Anregung durch eine äußere Störung wie z.B. eine deformierte Wirbelschleppe. Unabhängig von dem Effekt der Wirbeldeformierung ist es sicherlich sinnvoll den Einfluss von solchen den Piloten unterstützenden Reglersystemen auf die Akzeptanzgrenze der Gefährdungsmetrik zu untersuchen. Die hier beschriebenen Kampagnen mit Piloten haben gezeigt, dass reglerunterstützte Flugsteuerungssysteme die Akzeptanzgrenze von Wirbeldurchflügen hin zu größeren $|RCR|_{max}$ -Werten verschieben können. Dies sollte detailliert analysiert werden. Ohne die genaue Kenntnis dieses Einflusses kann eine Gefährdungsgrenze von $|RCR|_{max} = 0,2 \dots 0,3$ als vielleicht zu konservativ für Flugzeuge mit solchen Flugsteuerungssystemen angesehen werden, stellt aber einen sinnvollen Wert unabhängig vom Grad der Wirbeldeformierung dar. Des Weiteren haben die Untersuchungen gezeigt, dass die Gefährlichkeit des Wirbeldurchflugs auch durch eine veränderte Auslegung des Basisreglers beeinflusst werden kann. Dies bietet die Möglichkeit, wenn ein möglicher Wirbeldurchflug bevorsteht, kurzzeitig die Reglerverstärkungen derart zu anzupassen, dass die Störung durch die Wirbelschleppe optimal gesteuert werden kann. Der Effekt der Wirbeldeformierung kann hierfür als unerheblich angesehen werden, wie in Kapitel 6.4 gezeigt wurde. Somit gehen diese Untersuchungen deutlich über den Rahmen der hier beschriebenen Arbeit hinaus. Insgesamt wird aber die Analyse von Wirbelschleppendurchflügen mit modernen, reglerunterstützten *Fly-by-Wire*-Flugsteuerungssystemen als sehr notwendig angesehen, da nahezu alle modernen Verkehrsflugzeuge über solche Flugsteuerungssysteme verfügen.

Literaturverzeichnis

- [1] Flight-Safety-Foundation: *Data Show That U.S. Wake-turbulence Accidents Are Most Frequent at Low Altitude and During Approach and Landing*. Flight Safety Digest, 21(3-4), März-April 2002.
- [2] Rossow, V. J.: *Lift-generated vortex wakes of subsonic transport aircraft*. Progress in Aerospace Sciences, 35:507–660, 1999, doi:10.1016/S0376-0421(99)00006-8.
- [3] *Aircraft Accident Report Piper PA-22 near Dover, Delaware, 23 September 1958*, 2-0124. Civil Aeronautics Board, 1959.
- [4] Heintsch, T.: *Beiträge zur Modellierung von Wirbelschleppen zur Untersuchung des Flugzeugverhaltens beim Landeanflug*. ZLR-Forschungsbericht 94-07, TU Braunschweig, 1994.
- [5] *Procedures for Air Navigation Services – Rules of the Air and Air Traffic Services*, Doc 4444-RAC/501. ICAO, 2006.
- [6] *Aircraft Accident Report Delta Air Lines McDonnell Douglas DC-9-14 Fort Worth, Texas, 30. Mai 1972*, NTSB-AAR-73-3. National Transportation Safety Board, 1973.
- [7] *Aircraft Accident Report American Airlines Airbus A300 Belle Harbor, New York, 12 November 2001*, NTSB-AAR-04-04. National Transportation Safety Board, 2004.
- [8] Hahn, K.-U. und C. Schwarz: *Wake Vortex Avoidance versus Landing Capacity*. AIAA-2006-6322, Keystone, Colorado, USA, 21.-24. August 2006. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, doi:10.2514/6.2006-6322.
- [9] Donohue, G. L. und L. Rutishauer: *The Effect of Aircraft Wake Vortex Separation on Air Transportation Capacity*. Santa Fe, New Mexico, USA, Dezember 2001. 4th FAA/Eurocontrol R&D Conference.

- [10] Treve, V. und F. Rooseleer: *RECAT-EU proposal, validation and consultation*. Brétigny-sur-Orge, Frankreich, 13. Mai 2001. WakeNet-Europe 2014 Workshop.
- [11] Holzäpfel, F. et al.: *The Wake Vortex Prediction and Monitoring System WSVBS*. Air Traffic Control Quarterly, 17(4), 2009.
- [12] Bauer, T. et al.: *In-Flight Wake Encounter Prediction with the Wake Encounter Avoidance and Advisory System*. AIAA 2014-2333, Atlanta, Georgia, USA, 16.–20. Juni 2014. 6th AIAA Aviation, doi:10.2514/6.2014-2333.
- [13] Vechtel, D.: *DLR-Projekt Wetter & Fliegen AP W1.2 Wirbelkrümmung – Tätigkeiten von DLR-FT*. Technischer Bericht IB 111-2011/47, DLR, Braunschweig, Deutschland, November 2011.
- [14] Vechtel, D.: *On the Influence of Vortex Curvature on Wake Encounter Hazard – Analysis of Offline Studies, Simulator Tests and In-Flight Simulation*. Technischer Bericht FB 2012-02, DLR, Oberpfaffenhofen, Deutschland, 2012.
- [15] Lanchester, F. W.: *Aerodynamics*. Constable & Co. Ltd., London, Vereinigtes Königreich, 1907.
- [16] Prandtl, L.: *Tragflügeltheorie*. Nachrichten der K. Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Seite 451–477, 1918.
- [17] Kaden, H.: *Aufwicklung einer unstabilen Unstetigkeitsfläche*. Ingenieur Archiv, Vol. 2, S. 140, Universität Göttingen, Januar 1931.
- [18] Betz, A.: *Behavior of Vortex Systems*. Technischer Bericht 173, NACA, Juni 1932.
- [19] Holzäpfel, F., T. Misaka und I. Hennemann: *Wake-Vortex Topology & Decay – New Insights from Observation & Simulation*. Southampton, Vereinigtes Königreich, 10.–11. May 2011. WakeNet3-Europe 3rd Major Workshop.
- [20] Schlichting, H. und E. Truckenbrodt: *Aerodynamik des Flugzeuges, Zweiter Band*. Springer-Verlag, 2 Auflage, 1969.

- [21] Misaka, T., F. Holzäpfel und T. Gerz: *Wake Evolution of High-Lift Configuration from Roll-Up to Vortex Decay*. AIAA-2013-0362, Dallas, Texas, USA, 07.–10. Januar 2013. AIAA Aerospace Sciences Meeting, doi:10.2514/6.2013-362.
- [22] MacCready, P. B.: *An Assessment of Dominant Mechanisms in Vortex-Wake Decay*. Seattle, Washington, USA, 1.–3. September 1970. Symposium on Aircraft Wake Turbulence.
- [23] Burnham, D. C. und J. N. Hallock: *Chicago Monostatic Acoustic Vortex Sensing System – Volume IV: Wake Vortex Decay*. Technischer Bericht FAA/RD-79-103, IV, US Federal Aviation Agency, Junli 1982.
- [24] Burnham, D. C. und J. N. Hallock: *Chicago Monostatic Acoustic Vortex Sensing System – Volume III: Executive Summary: Decay of B-707 & DC-8 Vortices*. Technischer Bericht FAA/RD-79-103, III, US Federal Aviation Agency, Januar 1982.
- [25] Holzäpfel, F., T. Gerz und R. Baumann: *The turbulent decay of trailing vortex pairs in stably stratified environment*. Aerospace Science and Technology, 5:95–108, 2001, doi:10.1016/S1270-9638(00)01090-7.
- [26] Holzäpfel, F. et al.: *Analysis of wake vortex decay mechanisms in the atmosphere*. Aerospace Science and Technology, 7:263–275, 2003, doi:10.1016/S1270-9638(03)00026-9.
- [27] Gerz, T., F. Holzäpfel und D. Darracq: *Commercial aircraft wake vortices*. Progress in Aerospace Science, 38:181–208, 2002, doi:10.1016/S0376-0421(02)00004-0.
- [28] Rahm, S. und I. Smalikho: *Aircraft Wake Vortex Measurement with Airborne Coherent Doppler Lidar*. Journal of Aircraft, 45(4):1148–1155, Juli–August 2008, doi:10.2514/1.32896.
- [29] Hennemann, I.: *Deformation und Zerfall von Flugzeugwirbelschleppen in turbulenter und stabil geschichteter Atmosphäre*. Doktorarbeit, TU München, 2010.
- [30] Münster, C.: *Modellierung, Identifizierung und Bewertung eines analytischen Modells für gekrümmte Wirbelschleppen*. Technischer Bericht IB 111-2011/09, DLR, Braunschweig, Deutschland, März 2011.

- [31] Holzäpfel, F. und M. Steen: *Aircraft Wake–Vortex Evolution in Ground Proximity: Analysis and Parameterization*. AIAA Journal, 45(1):218–227, 2007, doi:10.2514/1.23917.
- [32] Scorer, R. S.: *Natural Aerodynamics*. Pergamon Press, 1958.
- [33] Crow, S. C.: *Stability Theory for a Pair of Trailing Vortices*. AIAA Journal, 8(12):2172–2179, 1970, doi:10.2514/3.6083.
- [34] Bilanin, A. J. und S. E. Widnall: *Aircraft Wake Dissipation by Sinusoidal Instability and Vortex Breakdown*. AIAA-73-107, Washington, D.C., USA, 10.–12. Januar 1973. AIAA 11th Aerospace Sciences Meeting, doi:10.2514/6.1973-107.
- [35] Tombach, I.: *Observations of Atmospheric Effects on Vortex Wake Behavior*. Journal of Aircraft, 10(11):641–647, 1973, doi:10.2514/6.1973-110.
- [36] Eliason, B. G., I. S. Gartshore und G. V. Parkinson: *Wind Tunnel Investigation of Crow Instability*. Journal of Aircraft, 12(12):985–988, Dezember 1975, doi:10.2514/3.44503.
- [37] Crow, S. C. und E. R. Bate: *Lifespan of Trailing Vortices in a Turbulent Atmosphere*. Journal of Aircraft, 13(7):476–482, 1976, doi:10.2514/3.44537.
- [38] Bisgood, P. L., R. L. Maltby und F. W. Dee: *Some Work at the Royal Aircraft Establishment on the Behaviour of Vortex Wakes*. Seattle, Washington, USA, 1.–3. September 1970. Symposium on Aircraft Wake Turbulence.
- [39] Proctor, F. H. et al.: *Three-Phased Wake Vortex Decay*. AIAA-2010-7991, Toronto, Ontario, Canada, 2.–5. August 2010. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, doi:10.2514/6.2010-7991.
- [40] Holzäpfel, F., T. Misaka und I. Hennemann: *Wake-Vortex Topology, Circulation, and Turbulent Exchange Processes*. AIAA-2010-7992, Toronto, Ontario, Kanada, 2.–5. August 2010. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, doi:10.2514/6.2010-7992.
- [41] Crouch, J. D.: *Instability and transient growth for two trailing-vortex pairs*. Journal of Fluid Mechanics, 350:311–330, 1997, doi:10.1017/S0022112097007040.

- [42] Jacquin, L. et al.: *Instability and unsteadiness of aircraft wake vortices*. Aerospace Science and Technology, 7:577–593, 2003, doi:10.1016/j.ast.2003.06.001.
- [43] Hennemann, I. und F. Holzäpfel: *Effects of Turbulence Characteristics on Aircraft Wake Vortex Deformation and Decay*. Berlin, Deutschland, 16.–19. September 2008. Int. Conf. on Jets, Wakes and Separated Flows.
- [44] Schlichting, H. und E. Truckenbrodt: *Aerodynamik des Flugzeuges, Erster Band*. Springer-Verlag, 3 Auflage, 2001.
- [45] Oseen, C. W.: *Über die Stokes'sche Formel und über eine verwandte Aufgabe in der Hydrodynamik*, Band 7. Arkiv för Matematik, Astronomi och Fysik, 1911.
- [46] Lamb, M. A.: *Hydrodynamics*. Cambridge University Press, 6 Auflage, 1932.
- [47] Winckelmans, G., F. Thirifay und P. Ploumhans: *Effect of non-uniform wind shear onto vortex wakes: parametric models for operational systems and comparison with CFD studies*. Amsterdam, Niederlande, 16.–17. Oktober 2000. 4th WakeNet Workshop.
- [48] Proctor, F. H.: *The NASA-Langley Wake Vortex Modelling Effort in Support of an Operational Aircraft Spacing System*. AIAA-98-0589, Reno, Nevada, USA, 12.–15. January 1998. 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, doi:10.2514/6.1998-589.
- [49] Fischenberg, D.: *Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten*. Stuttgart, Deutschland, 23.–26. September 2002. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress.
- [50] Jategaonkar, R., D. Fischenberg und W. v. Gruenhagen: *Aerodynamic Modeling and System Identification from Flight Data – Recent Applications at DLR*. Journal of Aircraft, 41(4):681–691, 2004, doi:10.2514/1.3165.
- [51] Loucel, R. E. und J. D. Crouch: *Flight-Simulator Study of Airplane Encounters with Perturbed Trailing Vortices*. Journal of Aircraft, 42(4):924–931, 2005, doi:10.2514/1.8556.

- [52] Loucel, R. E. und J. D. Crouch: *Flight-simulator study of airplane encounters with perturbed trailing vortices*. AIAA-2004-1074, Reno, Nevada, USA, 5.–8. Januar 2004. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, doi:10.2514/6.2004-1074.
- [53] Bieniek, D. und R. Luckner: *Simulation of Aircraft Encounter with Perturbed Vortices Considering Unsteady Aerodynamic Effects*. AIAA-2012-4657, Minneapolis, Minnesota, USA, 13.–16. August 2012. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, doi:10.2514/6.2012-4657.
- [54] Bieniek, D. und R. Luckner: *Simulation of Aircraft Encounter with Perturbed Vortices Considering Unsteady Aerodynamic Effects*. Journal of Aircraft, 51(3), 2014, doi:10.2514/1.C032383.
- [55] Bieniek, D. und R. Luckner: *Investigation of Encounters with Deformed Wake Vortices using a Monte-Carlo Simulation Methodology*. AIAA-2014-2334, Atlanta, Georgia, USA, 16.–20. Juni 2014. 6th AIAA Aviation, doi:10.2514/6.2014-2334.
- [56] Vechtel, D.: *Entwicklung eines analytischen Modells zur Berechnung gekrümmter Wirbelschleppen*. Technischer Bericht IB 111-2010/14, DLR, Braunschweig, Deutschland, März 2010.
- [57] Frech, M. et al.: *High-resolution weather database for the terminal area of Frankfurt Airport*. Journal of Applied Meteorology and Climatology, 46(11):1913–1932, 2007, doi:10.1175/2007JAMC1513.1.
- [58] Vechtel, D.: *Simulation study of wake encounters with straight and deformed vortices*. The Aeronautical Journal, 120(1226):651–674, 2016, doi:10.1017/aer.2016.14.
- [59] Barrows, T. M.: *Simplified Methods of Predicting Aircraft Rolling Moments Due to Vortex Encounters*. AIAA-76-61, Washington, D.C., USA, Januar 1976. AIAA 14th Aerospace Sciences Meeting, doi:10.2514/6.1976-61.
- [60] Bruin, A. de: *WAVENC, Wake Vortex Evolution and Wake Vortex Encounter. Publishable Synthesis Report*. Technischer Bericht NLR-TR-2000-079, NLR, Amsterdam, Niederlande, 2000.

- [61] Vechtel, D: *Flight simulator study on the influence of vortex curvature on wake encounter hazard using LES wind fields*. The Aeronautical Journal, 116(1177):287–302, 2012, doi:10.1017/S0001924000006849.
- [62] Vechtel, D: *In-flight simulation of wake encounter using deformed vortices*. The Aeronautical Journal, 117(1196):997–1018, 2013, doi:10.1017/S0001924000008654.
- [63] Fischenberg, D.: *A Method to Validate Wake Vortex Encounter Models from Flight Test Data*. Nizza, Frankreich, 19.–24. September 2010. ICAS 27th International Congress of Aeronautical Sciences.
- [64] Schwarz, C. und K.-U. Hahn: *Full-flight simulator study for wake vortex hazard area investigation*. Aerospace Science and Technology, 10:136–143, 2006, doi:10.1016/j.ast.2005.09.005.
- [65] Hahn, K.-U. und C. Schwarz: *Safe Limits for Wake Vortex Penetration*. AIAA-2007-6871, Hilton Head, South Carolina, USA, 2007. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, doi:10.2514/6.2007-6871.
- [66] Vechtel, D.: *Differences in aircraft reaction between space-fixed and time-fixed simulations of wake encounters*. Technischer Bericht IB 111-2015/16, DLR, Braunschweig, Deutschland, Juli 2015.
- [67] International Federation of Air Line Pilots’ Associations: *IFALPA Technical Manual PANS ATM*, April 2013.
- [68] Vereinigung Cockpit: *VC Policy zur Wirbelschleppenstaffelung*, Februar 2013.
- [69] Sammonds, R. I. und G. W. Stinnet: *Hazard Criteria for Wake Vortex Encounters*. Technischer Bericht TM X-62473, NASA, Ames Research Center, Moffett Field, California, USA, August 1975.
- [70] Schwarz, C. und K.-U. Hahn: *Subjective wake vortex encounter evaluation*. Technischer Bericht IB 111-2011/46, DLR, Braunschweig, Deutschland, Dezember 2011.
- [71] Schwarz, C. und D. Vechtel: *Wake Vortex Encounter Severity Criteria*. Braunschweig, Deutschland, 7. Februar 2012. WakeNet3-Europe Specific Workshop on Wake Vortex Encounter Severity Criteria.

- [72] Geest, P. van der: *Wake vortex severity criteria – The search for a single metric*. Langen, Deutschland, Mai 2012. WakeNet3-Europe 4th Major & Final Workshop.
- [73] Schwarz, C. und D. Vechtel: *Wake Vortex Encounter Severity Criteria for RECAT*. Technischer Bericht IB 111-2012/44, DLR, Braunschweig, Deutschland, Mai 2012.
- [74] Crow, S. C.: *Panel Discussion, Symposium on Aircraft Wake Turbulence*. Seattle, Washington, USA, 1.-3. September 1970. Symposium on Aircraft Wake Turbulence.
- [75] Robinson, G. H. und R. R. Larson: *A Flight Evaluation of Methods for Predicting Vortex Wake Effects on Trailing Aircraft*. Technischer Bericht TN-D-6904, NASA, Flight Research Center, Edwards, California, USA, November 1972.
- [76] Hahn, K.-U., C. Schwarz und S. Kloidt: *Full-Flight Simulatorstudie zur Verifizierung von Wirbelschleppen-Gefährdungsraumgrenzen*. Technischer Bericht IB 111-2004/42, DLR, Braunschweig, Deutschland, August 2004.
- [77] Bitar, F.: *Ermittlung der Gefährdung durch Wirbelschleppen bei unterschiedlichen Stafflungsabständen mit WakeScene*. Technischer Bericht IB 111-2012/03, DLR, Braunschweig, Deutschland, Januar 2012.
- [78] Hennemann, I. und F. Holzäpfel: *Aircraft Wake Vortex Curvature and Resulting Risk Potential For Following Aircraft*. Manchester, Vereinigtes Königreich, 26.–29. Oktober 2009. CEAS 2009 European Air and Space Conference.
- [79] Pacho Ruiz, P.: *Preparation and conduction of a simulator study for analysis of wake encounter hazard*. Technischer Bericht IB 111-2014/16, DLR, Braunschweig, Deutschland, März 2014.
- [80] Hahn, K.-U., C. Schwarz und H. Friehmelt: *A Simplified Hazard Area Prediction (SHAPE) Model for Wake Vortex Encounter Avoidance*. Yokohama, Japan, 29. August – 3. September 2004. 24th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS 2004.
- [81] Barber, M .R. et al.: *Flight Test Investigation of the Vortex Wake Characteristics Behind a Boeing 727 During Two-Segment And Normal ILS*

- Approaches*. Technischer Bericht TM X-62398, NASA, Flight Research Center, Edwards, California, USA, Januar 1975.
- [82] Kurkowski, R. L., M. R. Barber und L. J. Garodz: *Characteristics of a Wake Vortex Generated by a Boeing 727 Jet Transport During Two-Segment and Normal ILS Approach Flight Paths*. Technischer Bericht TN D-8222, NASA, Ames Research Center, Moffet Field, California, USA, April 1976.
- [83] Smith, H. J.: *A Flight Test Investigation of the Rolling Moments Induced on a T-37B Airplane in the Wake of a B-747 Airplane*. Technischer Bericht TM X-56031, NASA, Flight Research Center, Edwards, California, USA, April 1975.
- [84] Rossow, V. J. und B. E. Tinling: *Research on Aircraft/Vortex-Wake Interactions to Determine Acceptable Level of Wake Intensity*. Journal of Aircraft, 25(6), 1988, doi:10.2514/3.45610.
- [85] Roberts, C. L., S. T. Smith und D. D. Vicroy: *Flight Test Analysis of the Forces and Moments Imparted on a B737-100 Aircraft During Wake Vortex Encounters*. AIAA-2000-3908, Denver, Colorado, USA, 14.–17. August 2000. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, doi:10.2514/6.2000-3980.
- [86] Vicroy, D. D. et al.: *Recent NASA Wake-Vortex Flight Tests, Flow-Physics Database and Wake-Development Analysis*. Technischer Bericht 985592, SAE, September 1998.
- [87] Vicroy, D. D.: *Flight Data Reduction of Wake Velocity Measurements Using an Instrumented OV-10 Airplane*. Technischer Bericht TM-209552, NASA, Langley Research Center Hampton, Virginia, USA, September 1999.
- [88] Condit, P. M. und P. W. Tracy: *Results of the Boeing Company Wake Turbulence Test Program*. Seattle, Washington, USA, 1.-3. September 1970. Symposium on Aircraft Wake Turbulence.
- [89] Rouzeval, M.: *Lessons learned from the AIRBUS Wake Vortex Flight Test campaign – Some resulting operational recommendations*. London, Vereinigtes Königreich, 3.–4. Juni 2009. Royal Aeronautical Society Flight Simulation Conference.

- [90] Lelaie, C. und A. Reinke: *Airbus wake vortex flight tests campaigns and general conclusions*. Paris, Frankreich, Januar 2009. WakeNet3-Europe Workshop on Wake Turbulence Safety in Future Aircraft operations.
- [91] Fischenberg, D.: *Auswertung von ATTAS Wirbelschleppeneinflügen*. Technischer Bericht IB 111-2008/15, DLR, Braunschweig, Deutschland, Juli 2008.
- [92] Fischenberg, D.: *Charakterisierung von Wirbelschleppen aus In-Situ-Flugmessdaten der Falcon D-CMET*. Technischer Bericht IB 111-2011/17, DLR, Braunschweig, Deutschland, Juli 2011.
- [93] Krag, B.: *S-WAKE D221-2-1 Flight Test Report*. Technischer Bericht IB 111-2001/40, DLR, Braunschweig, Deutschland, Oktober 2001.
- [94] Chevalier, H.: *Flight Test Studies of the Formation and Dissipation of Trailing Vortices*. Journal of Aircraft, 10(1):14–18, 1973, doi:10.2514/3.60193.
- [95] Luckner, R.: *Modeling and Simulation of Wake Vortex Encounters: State-of-the-Art and Challenges*. AIAA-2012-4633, Minneapolis, Minnesota, USA, 13.–16. August 2012. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, doi:10.2514/6.2012-4633.
- [96] Sammonds, R. I., G. W. Stinnett und W. E. Larsen: *Wake Vortex Encounter Hazard Criteria for two Aircraft Classes*. Technischer Bericht TM X-73,113, NASA, Ames Research Center, Moffett Field, California, USA, Juni 1976.
- [97] Stewart, E. C.: *A Piloted Simulation Study of Wake Turbulence on Final Approach*. AIAA-98-4339, Boston, Massachusetts, USA, 10.–12. August 1998. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, doi:10.2514/6.1998-4339.
- [98] Stewart, E. C.: *A Parametric Study of Accelerations of an Airplane Due to a Wake Vortex System*. Technischer Bericht TM-1999-208745, NASA, Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA, Mai 1999.
- [99] Reimer, H. M. und D. D. Vicroy: *A Preliminary Study of a Wake Vortex Encounter Hazard Boundary for a B737-100 Airplane*. Technischer Bericht TM-110223, NASA, Langley Research Center, Hampton, Virginia, USA, April 1996.

- [100] Höhne, G.: *Investigation of Critical Wake Vortex Encounter Conditions*. Technischer Bericht TN-341-1-v1, EU-Projekt SWAKE, 2003.
- [101] Reinke, A., D. Leißling und J.-M. Bauschat: *Simulation des Einfluges in Wirbelschleppen mit dem ATTAS Flugsimulator*. München, Deutschland, 17.–20. November 2003. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress.
- [102] Brown, A. P.: *An engineering study of the unsteady response of a jet transport during a wake encounter in a transitional state of potential Crow instability*. AIAA-2002-4715, Monterey, California, USA, 5.–8. August 2002. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, doi:10.2514/6.2002-4715.
- [103] Crouch, J.: *Airplane trailing vortices and their control*. C. R. Physique, 6(4-5):487–499, Mai-Juni 2005, doi:10.1016/j.crhy.2005.05.006.
- [104] Spence, G. T. et al.: *Wake Vortex Model for Real-Time Flight Simulation Based on Large Eddy Simulation*. Journal of Aircraft, 44(2):467–475, 2007, doi:10.2514/1.23761.
- [105] Allerton, D. J. und G. T. Spence: *Wake vortex encounters in a flight simulator*. The Aeronautical Journal, 114(1159):579–587, 2010, doi:10.1017/S000192400000405X.
- [106] Raab, C.: *Flugdynamisches Simulationsmodell A320-ATRA – Validierungsversuche und Bewertung der Modellgüte*. Technischer Bericht IB 111-2012/43, DLR, Braunschweig, Deutschland, 2012.
- [107] *Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices*, Doc 9625(3). ICAO, 2009.
- [108] *A320 Flight Crew Operating Manual*, Part I, System Description, 2008.
- [109] *A320/A321 Aircraft Maintenance Manual AMM*, reference DG. AMM AEF, 2009.
- [110] Höhne, G., A. Reinke und M. Verbeek: *Wake Vortex Encounter Flight Simulation: Metrics, Hazard Criteria, and Influence of Cockpit Motions*. Technischer Bericht TN-320-1-v1, EU-Projekt SWAKE, 2002.

- [111] Vechtel, D. und S. Amelsberg: *Full flight simulator study for evaluation of aircraft dynamics while encountering curved wake vortices*. Technischer Bericht IB 111-2009/17, DLR, Braunschweig, Deutschland, Juli 2009.
- [112] Vechtel, D. und N. Fezans: *Full flight simulator study for evaluation of aircraft dynamics while encountering curved wake vortices (Part II – Result Evaluation)*. Technischer Bericht IB 111-2010/08, DLR, Braunschweig, Deutschland, April 2010.
- [113] *Joint Aviation Requirements*, JAR-STD 1A Aeroplane Flight Simulators. JAA, 1999.
- [114] During, R. W.: *Fliegen für die Zukunft: Die Forschungsflotte des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt*. Aviatic Verlag, 1. Auflage Auflage, 2013.
- [115] Gestwa, M., D. Leißling und J.-M. Bauschat: *The Software Development Environment of the Flying Test-bed ATTAS*. AIAA-2005-6211, San Francisco, California, USA, 15.–18. August 2005. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, doi:10.2514/6.2005-6211.
- [116] Leißling, D., M. Gestwa und J.-M. Bauschat: *In-Flight Simulation in Support of an Aircraft Certification Process*. AIAA-2003-5532, Austin, Texas, USA, 11.–14. August 2003. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, doi:10.2514/6.2003-5532.
- [117] Hamel, P. (Hrsg.): *Fliegende Simulatoren und Technologieträger – Braunschweiger Luftfahrtforschung im internationalen Umfeld*. Appelhans Verlag, 2014.
- [118] Hanke, D. et al.: *In-Flight Simulator ATTAS – System Design and Capabilities*. Berlin, Deutschland, 10.–13. September 1991. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress.
- [119] Schwarz, C. W. und K.-U. Hahn: *Simplified Hazard Areas for Wake Vortex Encounter Avoidance*. AIAA-2005-5903, San Francisco, California, USA, 15.–18. August 2005. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, doi:10.2514/6.2005-5903.

- [120] Duda, H. et al.: *Design of the DLR AVES Research Flight Simulator*. AIAA-2013-4737, Boston, Massachusetts, USA, 19.–22. August 2013. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, doi:10.2514/6.2013-4737.
- [121] Vechtel, D.: *Is the assumption of straight vortices valid for encounter hazard assessment?* Brétigny-sur-Orge, Frankreich, 13. Mai 2014. WakeNet-Europe 2014 Workshop.

Anhang

Im Folgenden sind der Vollständigkeit halber und für ein besseres Verständnis die bei den Versuchen mit Piloten verwendeten Briefing-Unterlagen, die *Post Flight Reports* der Flugversuche mit ATTAS, die bei der Kampagne im AVES-Simulator verwendete *Test Card* zur Dokumentation der Versuche gezeigt.

Die hier gezeigten Briefing-Unterlagen wurden bei der Kampagne im A330-Simulator verwendet, unterscheiden sich aber nur marginal von den bei den Flugversuchen mit ATTAS und den Versuchen im AVES-Simulator verwendeten Briefing-Unterlagen. Aus diesem Grund sollen an dieser Stelle nur die Unterlagen der A330-Kampagne gezeigt werden. Die Unterlagen beinhalten eine Beschreibung des Versuchsablaufs, die Gefährdungsskala, sowie einen Fragebogen für den Piloten, um dessen Erfahrungshintergrund zu erfassen.

Die nachfolgend gezeigten *Post Flight Reports* geben einen detaillierten Überblick über den Ablauf und die Durchführung der einzelnen Flugversuche mit ATTAS.

Die gezeigte *Simulator Test Card* ist die bei den Versuchen im AVES-Simulator verwendete *Test Card*. Bei den anderen Versuchen mit Piloten wurden ähnliche *Test Cards* verwendet, die sich jedoch nur geringfügig von der hier gezeigten unterscheiden. Aus diesem Grund soll hier lediglich die bei den zuletzt durchgeführten Versuchen im AVES-Simulator verwendete *Test Card* exemplarisch gezeigt werden.

Briefing: Simulator Campaign on ZFB A330-300

Experiment: Assessment of ILS approaches under VMC with different wake vortex encounters
Approaches are performed under manual control or with autopilot engaged
Wake vortices are linear or curved

Task: Perform ILS approach manually or with autopilot engaged
React as if in real flight (e.g. in case of G/A decision, G/A has to be executed)

Scenario: Approaches are performed on FRA ILS 25R under VMC (IFR)

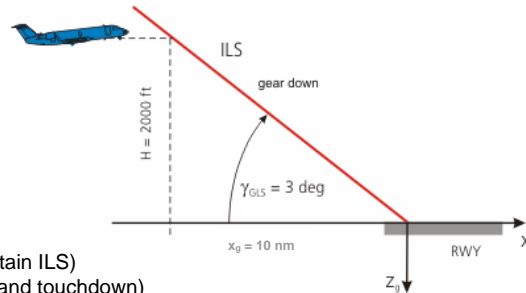
Initial Conditions:

- Config 2
- Gear up
- VIAS = F-Speed
- A/C mass = 130t
- Established on LOC 10NM out
- Altitude = 2000ft agl.

Visual Conditions: VMC

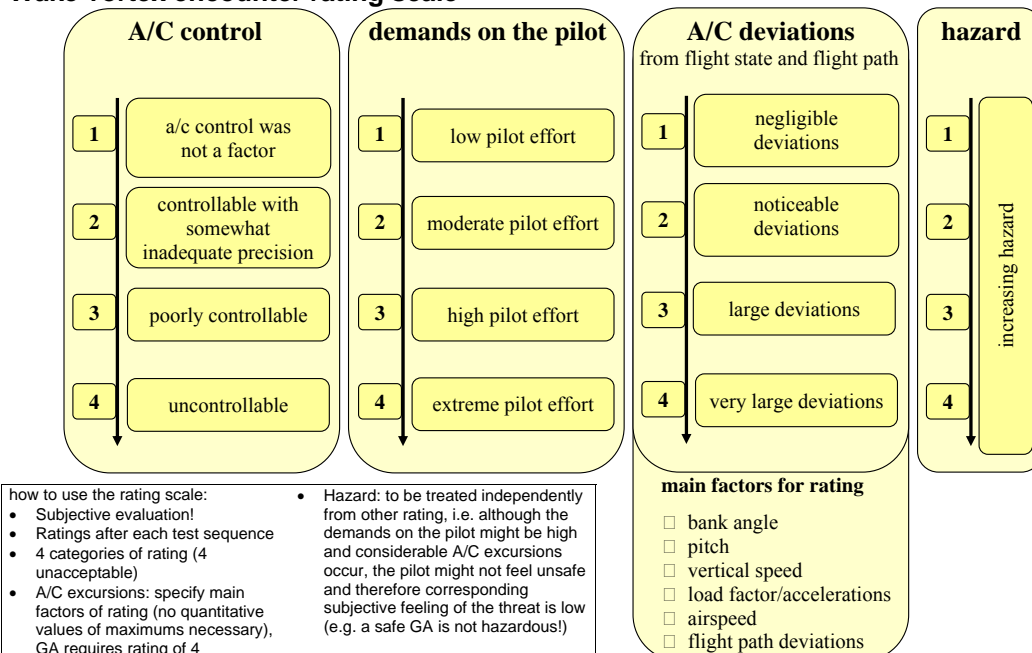
Task breakdown:

- IFR approach (intercept G/S and maintain ILS)
- Approach and landing (including flare and touchdown)
- Perform approach and landing as if in real flight (call outs/ check lists/ configuration actions, override autopilot if necessary; in case of G/A decision, G/A has to be executed)
- Very few cases will be without any pilot involvement only with autopilot for comparison
- Subjective pilot ratings for controllability, pilot demand, A/C excursions and overall hazard



DLR Institute of Flight Systems

Wake vortex encounter rating scale



DLR Institute of Flight Systems

Questionnaire for the De-Briefing

Pilot Name:

Pilot ID letter:

(for anonymisation, to be filled in by experimenter)

Licence Type:

Actual Type Rating:

Flight Hours: Total:

Fly-By-Wire A/C with side-stick:

A/C with MTOW comparable to A330:

Remarks and Comments:



	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 921
		Page: 1 (2)

Subject	Wetter und Fliegen - FT						Project manager Vechtel, Horn		
Objectives	<ul style="list-style-type: none">Simulation von Wirbelschleppen-Durchflügen im ILS-Approach mit und ohne Vorsteuerung und Bewertung der Fliegbarkeit durch den VersuchspilotenValidierung der Inflight-Simulation durch synthetische 3211-Anregungen im Höhen- , Quer- und Seitensteuer								
A/C Config	FBW mit Steuersäule								
Software	IIF 16.011	CT 16.011	FBW 16.011	HT 16.011	ERR 16.011	ZKR 16.011	ExEC WuF_FT2.00	Cycle time 35 ms	DVS si/du duplex
Crew	SP (PIC) BER	EP SEY	FE GEB	FTE PRE	Other Vechtel, Horn				

Flight date: 12.06.2009		Fuel planned (lb): 10000		Gross weight (lb): 44000		C. G. (% MAC): 25,7	
Off-Block 08:50	T/O 09:00	RWY 26	QNH 1015	OAT 12	Wind 270/20	Fuel (lb) 10000	
On-Block 11:10	Ldg 11:05	RWY 26	QNH 1015	OAT 18	Wind 290/23	Fuel (lb)	
Block-time 2:20	FLT-time 2:05	total landings: 1		FBW landings: -		FBW syst time (h) 2,0	
Weather enroute	<ul style="list-style-type: none">• Broken Cumulus mit Basis in 3000 ft, Tops um FL100,• Bei den Approaches in Schwerin mäßige Turbulenz und böiger Wind um 270° 20-25 kt, QNH 1012, z.T. in der Nähe Schauer.						
Flight progress, routes, altitudes	<ul style="list-style-type: none">• Flug nach Schwerin-Parchim (EDOP) in FL150. Dort 10 Platzrunden (VFR) in 2000 ft, im Endteil auf dem ILS (EDOP 24) Simulation von Wirbelschleppen-Durchflügen beginnend zwischen ca. 1000 ft und 600 ft AGL mit und ohne Vorsteuerung (Wirbel-Kompensation), Go-around zwischen 500 und 300 ft AGL.• Rückflug nach Braunschweig in FL124-140, dabei je eine synthetische 3211-Anregung im Höhen- Quer- und Seitenruder (clean, 200 KIAS).						

Results:
<ul style="list-style-type: none"> Die Wirbel waren recht unterschiedlich: <ul style="list-style-type: none"> Starke Wirbel (Nr. 5, 11) waren z.T. vom Piloten nicht mehr vollständig auszusteuern (Querruder am Anschlag). Schwächere Wirbel (Nr. 2, 6, 15 mit Vorsteuerung, Nr. 6 auch ohne Vorsteuerung) wurden von den natürlichen Turbulenzen soweit überlagert, dass sie vom Piloten nicht bewusst wahrgenommen wurden. Gleiche Wirbel wurden mit Vorsteuerung harmloser bewertet als ohne Vorsteuerung Nach dem Wirbeldurchflug konnte jedes Mal der ILS-Approach wieder spätestens in 500 ft AGL stabilisiert werden, so dass unter den gegebenen Umständen (VMC) eine Landung möglich gewesen wäre. Bei eingeschalteter Vorsteuerung machte das Querruder beim und nach dem Wirbeldurchflug eine deutliche Regler-Schwingung mit höherer Frequenz.
Remarks:
<ul style="list-style-type: none"> Im Gegensatz zu früheren Versuchen zu diesem Thema wurden die Limiter nicht aktiviert. Beim 2. Approach machte das Flugzeug beim SIM ON-Schalten eine heftige Pitch down- und Rollbewegung, so dass dieser Anflug im FBW-Mode weitergeführt wurde. Der ExEC meldete auf dem SmartTerm-Display in einem länglichen Text, dass die Trimmrechnung nicht abgeschlossen werden konnte (oder ähnlich). Nach ExEC-Reboot bei den nächsten Approaches keine weiteren Probleme. - Wenn solche Probleme auftreten können, wäre

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 921
		Page: 2 (2)

es nützlich, dies dem Piloten anzuzeigen (z.B. durch eine Warnflagge, solange die Trimmrechnung läuft).

- Während des 3. Approaches leuchtete die DMC-ERROR-Lampe; das DMC-Display meldete aber keine Fehler. Nach RECORD OFF/ON war ERROR wieder aus.
- Es war Video- und Audio-Aufzeichnung aktiviert. Dies führte anscheinend zu folgenden Problemen:
 - Der Davis-Quicklook meldete sehr häufig jeweils einige Sekunden lang Datenstrom-Ausfälle.
 - Selbst bei Beschränkung auf die nötigsten 2 Quicklook-Displays waren die Datenströme meist einige Sekunden verzögert. In Verbindung mit den Datenstrom-Ausfällen war der Davis-Quicklook darum nur sehr eingeschränkt brauchbar.
 - Die RAID-Plattenspiegelung war extrem langsam: 1:20 h nach dem Start waren erst 16% gespiegelt, nach 1:50 h erst knapp 20%. Nach Deaktivierung der Video-Prozesse ging dies etwas schneller (bei der Landung dann ca. 30%). Nach der Landung wurden alle Davis-Prozesse deaktiviert, auch danach dauerte es noch fast 20 Minuten, bis die Datenspiegelung abgeschlossen war.
- Der MOP-Client war extrem langsam und wurde darum nicht verwendet. Nur das Windows-Hochfahren und wieder Herunterfahren hat schätzungsweise >15 Minuten gedauert. Dasselbe Problem war auch bei Versuch 920 bereits aufgetreten.

Disk: FT003

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 930
		Page: 1 (1)

Subject	Wetter und Fliegen / Simulierte Wirbeldurchflüge im Landeanflug	Project manager Niedermeier, Horn, Vechtel
Objectives	<ul style="list-style-type: none"> Platzrunden mit simulierten Wirbelschleppen-Durchflügen im ILS-Approach, mit und ohne Vorsteuerung, mit Bewertung des Piloten 	
A/C Config	FBW mit Steuersäule	
Software	IIF 16.012 CT 16.012 FBW 16.012 HT 16.012 ERR 16.012 ZKR 16.012 ExEC WuF_FT 3.00 Cycle time 35 ms DVS si/du duplex	
Crew	SP (PIC) BER EP HAN FE GEB FTE PRE Other Horn, Vechtel	

Flight date: 11.09.2009		Fuel planned (lb): 8500		Gross weight (lb): 42700		C. G. (% MAC): 25,2	
Off-Block 09:15	T/O 09:25	EDVE 26	QNH 1029	OAT 20	Wind 010/12	Fuel (lb) 8500	
On-Block 11:20	Ldg 11:15	EDDP 26L	QNH 1027	OAT	Wind 340/15	Fuel (lb)	
Block-time 2:05	FLT-time 1:50	total landings: 1		FBW landings: -		FBW syst time (h) 2,0	
Weather enroute	<ul style="list-style-type: none">EDVE: Overcast 3000 ftETSH (Holzdorf) / EDDP (Leipzig): Wolkenlos, sonnig, leicht dunstig, keine Turbulenz. Bodenwind in ETSH: 310-360° mit 5-6 kt						
Flight progress, routes, altitudes	<ul style="list-style-type: none">EDVE26 – FL130 nach Holzdorf (ETSH)7 VFR-Platzrunden ETSH 27 mit ILS-Approaches, dabei im kurzen Endteil (ca. 800-250 ft, Limiter ON) simulierte Wirbelschleppen-Durchflüge mit verschiedenen Wirbel-Modellen (Test cases), mit und ohne Vorsteuerung sowie mit und ohne DLC-n_z-Aufschaltung. Danach Go-around und Bewertung durch den Versuchspiloten.Weiterflug VFR nach Leipzig (EDDP) zum Tanken.						

Results:											
App.	Start Appr.	Go-around	Test Case	FF ERR14	DLC n _z ERR15	AC control	Pilots demand	AC de-viations	Ha-zard	Main factors	Remarks
1	10:01	10:05	1	1	0	2	1	2	1	Bank	DLC-Solenoid-Fehler nach encounter
2	10:11	10:14	4	0	0	3	3	3	3*	Bank+GLS, Speed +20kt	Hazard „nur“ 3 wegen großer Höhe, sonst 4. Im Airline-Betrieb Go-around!
3	10:21	10:24	5	1	1	2	3	2	3*	Bank	Hazard 3 wegen niedriger Höhe, 2/3 QR
4	10:30	10:33	3	1	1	1	1	2	1	Bank + GLS	--
5	10:40	10:43	2	0	0	2	3	2	2	Bank	DLC im Approach konstant -15°
6	10:50	10:53	5	0	0	1	1	1	1	Keine	DLC im Approach konstant +20°, kein Wirbel bemerkt
7	11:00	11:03	1	1	1	2	2	2	2	Bank+Yaw	--

Remarks:
<ul style="list-style-type: none"> Nach dem Go-around musste jeweils SIM-OFF geschaltet werden; anderenfalls gab es im Downwind-Leg unмотivierte Bewegungen (Vibrationen) der DLC-Klappen. Bei Konfigurations-Änderungen nach SIM-ON blieben die DLC-Klappen z.T. (Appr. 5+6) konstant ausgeschlagen. Dies dürfte die Wirbel-Simulation beeinträchtigt haben. Für den Piloten war die Fahrt-Steuerung wieder durch die unkalkulierbaren IFS-Schub-Regelungseingriffe erschwert. Video- und Audio-Aufzeichnung war aktiviert. Der Video1-Prozess war zunächst „down“ und musste vor dem Start wie üblich mit Exceed „on“ geschaltet werden. Nach der Landung musste wie üblich bei Video mit der SSD-Platte die RAID-Platten-Synchronisation abgewartet werden.
Disk: FT002 (SSD)

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 1025
		Page: 1 (2)

Subject	Wetter und Fliegen						Project manager Vechtel		
Objectives	Simulierte Wirbeldurchflüge im Landeanflug („ältere“ Wirbel)								
A/C Config	FBW mit Sidestick, mit 5-Loch-Sonde								
Software	IIF 16.013	CT 16.013	FBW 16.013	HT 16.013	ERR 16.013	ZKR 16.013	ExEC WuF_FT 5.00	Cycle time 35 ms	DVS si/du duplex
Crew	SP (PIC) BER	EP HAN	EP2	FE GEB	FTE PRE	Other Vechtel, Horn			

Flight date: 06.12. 2010		Fuel planned (lb): 10000		Gross weight (lb): 44000		C. G. (% MAC): 26,0	
Off-Block 12:05	T/O 12:15	EDVE26	QNH 1002	OAT +1°C	Wind 260/03	Fuel (lb) 10000	
On-Block 12:50	Ldg 12:45	EDVE26	QNH 1002	OAT +1°C	Wind	Fuel (lb)	
Block-time 0:45	FLT-time 0:30	total landings: 1		FBW landings: --		FBW syst time (h) 0,5	
Weather enroute		Broken clouds 1600 ft					
Flight progress, routes, altitudes		Platzrunden in Braunschweig bis 1600 ft					
		T/O EDVE 26, in Nordplatzrunde FBW aufschalten					
		1. Anflug abgebrochen wegen Problemen im SIM-Mode					
		2. Anflug mit Test Case 13, go-around					
		3. Anflug mit Test Case 3, go-around					
		4. Anflug, Abruch des Versuchs wegen DLC-Problemen und Landung					

Results:

- Die Probleme beim ersten Approach beruhten auf Bedienungsfehlern:
 - Beim SIM-Schalten war versäumt worden, den Schub zu synchronisieren
 - Bevor die endgültige Landekonfiguration (Flaps 14) gesetzt war, wurden die Limiter aktiviert. Dadurch waren die Landeklappen (LKS aufgeschaltet) blockiert.
- Wegen der vermeintlichen LKS-Probleme wurde der 2. Approach ohne LKS-Aufschaltung gemacht. Es wurde dabei aber versäumt, den SIM-Landeklappenhebel nachzufahren. Dadurch waren die DLC-Klappen durch den Modellfolgeregler fast konstant ca. 30° nach oben ausgeschlagen, so dass die Wirbel-Simulation sicher nicht realistisch war. Die Bewertung des Versuchspiloten war deshalb eher harmlos: AC control: 2, Pilot's demands: 2, Deviations: 2, Hazard: 1
- 3. Approach ohne technische oder Bedienungsprobleme. Nach den Versuchsparametern (Case 3, max. RCR 0,39) war ein eher harmloser Wirbel erwartet worden. Tatsächlich ergab sich aber eine sehr heftige Flugzeugreaktion in bank und pitch, Pilotenbewertung: AC control: 3-4 (= poorly-/uncontrollable), Pilot's demands: 4 (= extreme pilot effort), Deviations: 4 (= very large deviations), Hazard: 4 (höchste Stufe).
- Beim 4. Approach ließen sich die DLC-Klappen nicht aufschalten (s.u.), darum Abbruch des Versuchs und Landung.

Wegen der heftigen Flugzeugreaktion beim 3. Approach sollten weitere Versuche mit diesen Wirbelmodellen zunächst in größerer, sicherer Höhe durchgeführt werden.

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 1025
		Page: 2 (2)

Remarks:

- Zum DVS-Booten wurden wieder etliche Versuche benötigt.
- Während des Preflight-Checks am Boden gab es eine sogenannte „kontrollierte“ DVS-Abschaltung.
- Nach weiteren Tests am Boden und Datenanalyse ergaben sich folgende Ursachen für die DLC-Probleme beim 4. Approach:
 - Weil (mit LK-Hebel am SP-Absteckstift) der Messwert des Klappen-Spindelwegs <50% betrug, gab es kein Ready-Signal vom FBW-Rechner. Bei Bodenversuchen am 8.12. war der Messwert mit 50% exakt an der Grenze, andere (kleinere) Werte können im Flug durch niedrige Temperatur oder Luftkräfte aufgetreten sein.
 - In der DLC-Monitor-Box scheint nach längerer Betriebszeit (Erwärmung) ein elektrisches Problem aufzutreten (auch im Bodenversuch am 6.12. nach dem Flug).

Disk: FT003

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 1029
		Page: 1 (1)

Subject	F&D / Wetter und Fliegen							Project manager Vechtel		
Objectives	• Simulierte Wirbeldurchflüge im Landeanflug									
A/C Config	FBW mit Sidestick, mit 5-Loch-Sonde									
Software	IIF 16.013	CT 16.013	FBW 16.013	HT 16.013	ERR 16.013	ZKR 16.013	ExEC WuF_FT 5.00	Cycle time 35 ms	DVS si/du duplex	
Crew	SP (PIC) BER	EP HAN	EP2	FE GEB	FTE PRE	Other Vechtel, Wolkensinger				

Flight date: 14.12.2010	Fuel planned (lb): 10000	Gross weight (lb): 44000	C. G. (% MAC): 25,4
Off-Block 09:10	T/O 09:20	EDVE26	QNH 1025
On-Block 11:00	Ldg 10:55	ETMN08	QNH 1029
Block-time 1:50	FLT-time 1:35	total landings: 1	FBW landings: --
			FBW syst time (h) 1,0

Weather enroute	Nur im Nordwesten (Bereich Nordseeküste bis etwa Hamburg und Bremen) gute Versuchsbedingungen, ansonsten dichte Bewölkung mit niedrigen Untergrenzen. In Nordholz sonnig, gute Sicht, few clouds in ca. 1700 ft. Wind bei den Approaches 360-030°, 4-8 kt.
Flight progress, routes, altitudes	<ul style="list-style-type: none"> T/O EDVE26, Flug nach Nordholz (ETMN) Im Descent FBW Aufschalten (mit LKS und DLC) 8 Platzrunden in ca. 1600 ft mit ILS-Approaches ETMN 26, dabei simulierte Wirbeldurchflüge mit anschließender Bewertung des Piloten. Auf Grund der Erfahrung aus Flug 1025 wurden die Wirbel mit einem zusätzlichen Höhenoffset von 240 ft eingespielt, Beginn der Wirbeldurchflüge daher ca. 1300 - 900 ft. In 500-300 ft Go-around. Nach dem letzten Approach FBW-OFF, Landung ETMN08 zum Tanken und wegen Mittagspause ab 12:00 LT.

Results: (Bewertung von 1 bis 4):							
Approach	Test Case	ILS start	A/C control	Pilot's demands	Excursions	Hazard	, Remarks (main factors)
1	13	09:51	2	2	2	2	wenig zu spüren (bank)
2	1	09:57	2	2	2	2	
3	3	10:05	2	2-3	2	2	(1. bank, 2. pitch)
4	10	10:13	2	2	2	2	Hazard 2 wegen großer Höhe (bank + airspeed)
5	2	10:22	3	3	3	3	Hazard 3 in IMC (bank + yaw)
6	7	10:29	4	4	4	4	EP loss of control (bank), Übernahme durch SP mit FBW-OFF
7	9	10:40	3	3	3	2-3	Hazard 2 wegen großer Höhe und VMC, sonst 3 (bank + yaw + pitch)
8	11	10:48	2	2	2	1-2	Hazard 1 wegen großer Höhe, sonst 2 (airspeed)

Remarks: <ul style="list-style-type: none"> Zum DLC-Aufschalten vor dem ersten Approach waren 4 Versuche erforderlich (angezeigt: Solenoid-Fehler), danach keine weiteren Probleme. Um 09:31 (nach der Übernahme durch FBW-OFF) gab es eine sogenannte „kontrollierte“ DVS-Abschaltung.
Disk: FT003

	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 1125
		Page: 1 (1)

Subject	F&D / Wetter und Fliegen						Project manager Vechtel		
Objectives	• Simulierte Wirbeldurchflüge im Landeanflug								
A/C Config	FBW mit Steuersäule, mit 5-Loch-Sonde								
Software	IIF 16.015	CT 16.015	FBW 16.015	HT 16.015	ERR 16.013	ZKR 16.015	ExEC WuF_FT 5.00	Cycle time 35 ms	DVS si/du duplex
Crew	SP (PIC) BER	EP SEY	FE GEB	FTE PRE	Other Vechtel, Diekmann				

Flight date: 28.9. 2011		Fuel planned (lb): 9000		Gross weight (lb): 43100		C. G. (% MAC): 25,5	
Off-Block 08:15	T/O 08:25	EDVE26	QNH 1032	OAT 17°C	Wind 160/00	Fuel (lb) 9000	
On-Block 10:15	Ldg 10:10	EDVE08	QNH 1032	OAT	Wind 190/06	Fuel (lb)	
Block-time 2:00	FLT-time 1:45	total landings: 1		FBW landings: --		FBW syst time (h) 2,0	
Weather enroute		Wolkenlos, aber dunstig und nur mäßige Sicht. Gegen Ende des Fluges scattered Cu 2400 ft. Wind schwach um Süd.					
Flight progress, routes, altitudes		<ul style="list-style-type: none">10 Platzrunden in ca. 2500 ft mit ILS-Approaches EDVE 26, dabei simulierte Wirbeldurchflüge mit anschließender Bewertung des Piloten. Beginn der Wirbeldurchflüge in ca. 800 - 400 ft AGL. In ca. 200-300 ft AGL Go-around (nach Abklingen des Wirbels, außer Appr. 7).Nach dem letzten Approach FBW-OFF, procedure-turn und Landung EDVE08.					

Results: (Bewertung von 1 bis 4):

Approach	Test Case	ILS start	A/C control	Pilot's demands	Excursions	Hazard	, Remarks (main factors)
1	12	08:35	1	1	1	1	Harmlos, wie Turbulenz
2	4	08:43	2	2	2	2	Bank (airspeed, glideslope)
3	2	08:51	2	2	2	2	Bank
4	6	08:59	3	3	3	3	Bank, pitch, V/S (airspeed, glideslope)
5	14	09:09	1	1	2	1	Bank
6	3	09:18	2	3	2	2	Bank
7	8	09:26	4	4	4	4	Bank + pitch; SIM-OFF und Go-around!
8	9	09:34	4	4	4	3	Bank (pitch, GLS)
9	7	09:44	4	4	4	3	Bank
10	8	10:03	1	1	2	1	Bank

Mit diesen simulierten Wirbeldurchflügen (entsprechend etwa 5 nm hinter einer A340) wurde ein breites Spektrum von harmlos (Approaches 1, 5, 10) bis kritisch (Approaches 7, 8, 9) getestet. Die Bewertungen beziehen sich auf die beim Versuch herrschenden VMC; unter IMC wären sie sicherlich schlechter ausgefallen, und es wäre öfters (nicht nur bei Appr. 7) ein Go-around erfolgt.

Remarks:

- Um 09:56 und 10:01 gab es 2 sogenannte „kontrollierte“ DVS-Abschaltungen, darum musste der vorletzte Anflug abgebrochen und wiederholt werden.
- Bei den Wirbeldurchflügen erzeugte der Modellfolgeregler ziemlich hochfrequente, sinnlose Steuerbewegungen, denen das Flugzeug auf Grund seiner Massenträgheit sowieso nicht folgen kann.

Disk: FT002


	Post Flight Report D-ADAM VFW 614 / ATTAS	Test-No.: 1126
		Page: 1 (1)

Subject	F&D / Wetter und Fliegen						Project manager Vechtel		
Objectives	• Simulierte Wirbeldurchflüge im Landeanflug								
A/C Config	FBW mit Steuersäule, mit 5-Loch-Sonde								
Software	IIF 16.015	CT 16.015	FBW 16.015	HT 16.015	ERR 16.013	ZKR 16.015	ExEC WuF_FT 5.00	Cycle time 35 ms	DVS si/du duplex
Crew	SP (PIC) SEY	EP BER	FE GEB	FTE PRE	Other Vechtel, Diekmann				

Flight date: 28.9. 2011		Fuel planned (lb): 9000		Gross weight (lb): 43100		C. G. (% MAC): 25,5	
Off-Block 11:40	T/O 11:50	EDVE08	QNH 1032	OAT 21°C	Wind 240/03	Fuel (lb) 9000	
On-Block 13:25	Ldg 13:20	EDVE08	QNH 1032	OAT	Wind	Fuel (lb)	
Block-time 1:45	FLT-time 1:30	total landings: 1		FBW landings: --		FBW syst time (h) 2,0	
Weather enroute		Scattered Cu 2400 ft. Wind schwach um Süd.					
Flight progress, routes, altitudes		<ul style="list-style-type: none">• Start EDVE 08, Flug nach Cochstedt (EDBC)• 2 Anflüge EDBC 26, abgebrochen wegen ExEC-Problemen (s.u.)• 3 Platzrunden in ca. 2500 ft mit ILS-Approaches EDBC 26, dabei simulierte Wirbeldurchflüge mit anschließender Bewertung des Piloten. Beginn der Wirbeldurchflüge in ca. 800 - 400 ft AGL. In ca. 200 ft AGL Go-around (nach Abklingen des Wirbels).• Nächster Anflug EDBC 26 abgebrochen wegen FBW/DV-Problem (s.u.) und Rückflug nach Braunschweig• Nach Behebung des Problems 1 ILS-Approach EDVE 26 mit simuliertem Wirbeldurchflug, Go-around nach Abklingen des Wirbels• FBW-OFF, procedure-turn und Landung EDVE08.					

Results: (Bewertung von 1 bis 4):							
Approach	Test Case	ILS start	A/C control	Pilot's demands	Excursions	Hazard	Remarks (main factors)
1 *)	13	12:25	1	1	1	1	Harmlos
2 *)	5	13:34	2	2	2	2	Bank, sideslip (A/S +10 kt, G/S +1dot)
3 *)	11	12:43	1	1	2	1	Bank
4 **)	1	13:11	2	2	3	3	Airspeed -8 kt
*) EDBC 26							
**) EDVE 26							

Remarks:
<ul style="list-style-type: none"> • Bei den ersten beiden Anflug-Versuchen war mit SIM-Schalten die FBW-Steuerung eingefroren, der ExEC meldete mit seitenlangen Texten Probleme bei der Trimmrechnung und wurde jeweils resettet. Der 2. Approach-Versuch musste danach wegen nicht aufgeschalteten DLC-Klappen abgebrochen werden. • Beim letzten Approach-Versuch in Cochstedt gab es eine Fehlermeldung für den FBW-Höhenruder-Aktuator, die zunächst auch mit AEU- und Aktuator- Power-Reset nicht gelöscht werden konnte. Die Fehler- und Statusmeldungen auf dem Fehlerdisplay waren nicht bzw. extrem schlecht lesbar (Temperaturproblem des Displays). Der Fehler (vermutlich RTU-Disparität) konnte dann auf dem Rückflug nach Braunschweig durch Anhalten und Wiederstart des DV-Programms beseitigt werden.

		SIMULATOR TEST CARD				AVES-A320			
TEST ITEM		CARD NO.		PAGE	TEST NO.	DAY NO.	DATE		
Wake Vortex Hazard Analysis									
PILOT FLYING (PF)	EXPERIMENTER (EX1)	ADDITIONAL CREW	ADDITIONAL CREW	ADDITIONAL CREW	A320	FLIGHTLOG	T/O AD	T/O TIME(UTC)	
PILOT NON-FLYING (PNF)	EXPERIMENTER (EX1)	ADDITIONAL CREW	ADDITIONAL CREW	ADDITIONAL CREW	D-ATRA	QNH	LDG AD	LDG TIME (UTC)	
FL/ALTITUDE (ft)	AIRSPEED (kts)	WEIGHT (kg)	C.G. (% MAC)	FLAPS (CONF)	GEAR	SPOILER	ENGINE 1 (% N1)	ENGINE 2 (% N1)	
4000	180	58t		1	IN	IN	Appr pwr	App pwr	
NO.	ACTION	ITEM							
1	EX	Select test case, set encounter height, encounter angles and positions							
2	EX	Reset simulation, check A/C configuration, start simulation							
3	PF	Intercept and maintain ILS							
4	PF	Select gear down as required, set flaps as required, reduce speed to 130 kts, approach has to be stabilised below 1000 ft.							
5	PF	At wake encounter: Continue approach if possible, if required go around.							
6	EX	After touch-down or go-around: Stop simulation							
7	PF/EX	Execute questionnaire (encounter rating scale)							
APP	TEST CASE	CONTROL	DEMANDS	EXCURSIONS	HAZARD	REMARKS			
1									
2									
3									
4									
5									
6									
7									
8									
9									
10									